

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA  
CELSO SUCKOW DA FONSECA – CEFET/RJ**

**Análise de Concentradores de Tensões em Placas de  
Material Compósito Ortotrópico com Entalhe**

Beatriz Eugênia da Silveira Klotz

**Rio de Janeiro  
Novembro de 2017**

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA  
CELSO SUCKOW DA FONSECA – CEFET/RJ**

# **Análise de Concentradores de Tensão em Placas de Material Compósito Ortotrópico**

Beatriz Eugênia da Silveira Klotz

Projeto final apresentado em cumprimento às  
normas do Departamento de Educação Superior do  
CEFET/RJ, como parte dos requisitos para obtenção  
do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Prof. Orientador: Paulo Pedro Kenedi

**Rio de Janeiro  
Novembro de 2017**

## **FICHA CATALOGRÁFICA**

## **DEDICATÓRIA**

In memoriam Marlene Klotz

09 de junho de 2017

Obrigada por sempre acreditar em mim. Eu fiz o meu melhor para que você tivesse orgulho de mim; espero que eu tenha conseguido.

*“Success is not final, failure is not fatal: it is the courage to continue that counts”*

- Winston Churchill

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço aqui a todos que me apoiaram e incentivaram em meus anos de faculdade.

Agradeço aos meus incríveis professores: José Vogel, Paulo Kenedi e Tatiane Chuvas (em ordem alfabética!) pelas oportunidades e inúmeras horas gastas me ajudando com minhas muitas dúvidas.

Aos meus pais e minha família por me apoiarem, e por me empurrarem todos os dias que me senti desmotivada. E foram muitos. Mesmo.

Aos meus colegas e amigos de faculdade por seu apoio incrível e pelas muitas, muitas provas antigas. Inúmeras sessões de estudos e mais incontáveis outros almoços discutindo matérias fizeram meus (vários) anos de faculdade valerem a pena. Aguardo a formatura de todos nós, mesmo que desencontrados.

## RESUMO

Materiais compósitos vêm ganhando cada vez mais espaço na indústria devido à sua versatilidade e adequação às suas solicitações de serviço, podendo ser otimizados para um melhor desempenho e desenvolvidos com propriedades específicas. O objetivo deste estudo é determinar as propriedades mecânicas de um material específico – compósito de fibra de carbono unidirecional e epóxi, com comportamento ortotrópico - com foco no fator de concentração de tensões ( $k_t$ ) quando sujeito a cargas de tração.

O material foi separado em corpos de prova, sendo os mesmos divididos em dois grupos de ensaio: um grupo a fim de determinar as propriedades mecânicas do material e os parâmetros a serem utilizados em ensaios posteriores, e um grupo de ensaios com a finalidade de determinar o fator de concentração de tensões ( $k_t$ ) em cada uma das três situações distintas avaliadas. As propriedades desejadas foram obtidas por método experimental. Todas as abordagens serão discutidas a fundo, com melhorias e otimizações dos métodos sugeridas durante a análise.

O material provou mais resistente a forças trativas quando as mesmas se encontram paralelas as fibras de reforço, enquanto a orientação com as fibras perpendiculares aos esforços apresentou a menor resistência. A orientação de 45° entre forças e fibras gerou resultados intermediários. As cargas máximas obtidas foram utilizadas como parâmetros no segundo grupo de ensaios, que constatou que o fator de concentração de tensões ( $k_t$ ) é máximo quando as forças e fibras se encontram paralelas, e paralelas aos *strain gages* utilizados. Outras configurações obtêm resultados numéricos menores para as concentrações de tensões no material, nas mesmas condições de carregamento.

**Palavras-Chave:** Materiais compósitos, ortotrópico, concentradores de tensão

## ABSTRACT

Composite materials are increasingly relevant in today's industry and manufacturing world due to their versatility as well as the ability to be optimized to adapt to their load conditions when used, allowing for custom made materials to be tailor made with specific properties in mind. The goal of this study is to determine the mechanical properties of an specific material – carbon fiber and epoxy unidirectional composite, with orthotropic behavior when subjected to a normal stress – with a special focus in determining the stress concentration factor ( $k_t$ ) when said material is subjected to stress loads.

The composite material was cut into samples, with said samples being split into two test groups: one group used to determine the mechanical properties of the material and the parameters applicable to following tests, and a second group used to determine the stress concentration factor ( $k_t$ ) in each of the three situations studied. The desired properties were obtained via experimental methods. All utilized methods will be thoroughly discussed and analyzed, with possible improvements being suggested.

The material has better resistance to stress when the applied loads were parallel to the fibers, while situations with the fibers perpendicular to the load showed smaller resistance values. Using 45° between fibers and the load showed intermediate results. The maximum load values were used as parameters for the second test group, which found higher stress concentration factors ( $k_t$ ) when the load, fibers and strain gage position were all parallel to each other. Different configurations between said components show smaller numerical values for the stress concentration factor ( $k_t$ ) of the composite material, while under the same test conditions.

Keywords: Composite materials, orthotropic, stress concentration factor



## Lista de Figuras

FIGURA 1 Composto unidirecional com seus componentes em destaque (a,b) [6], modificada .....	6
FIGURA 2 Lâmina de composto isotrópico sujeito a carregamento uniaxial e cisalhante [6], modificada .....	7
FIGURA 3 Lâmina de composto isotrópico sujeito a carregamento uniaxial e cisalhante [6], modificada .....	8
FIGURA 4 Lâmina de composto isotrópico sujeito a carregamento uniaxial e cisalhante [6], modificada .....	9
FIGURA 5 Materiais anisotrópicos e suas singularidades .....	10
FIGURA 6 Classificações de materiais compósitos bifásicos [6], modificada.....	11
FIGURA 7 Lâmina unidirecional e seus eixos principais – representações real e teórica [4], modificada .....	13
FIGURA 8 Lâmina unidirecional e seus eixos principais, submetida a carregamento [2], modificada .....	13
FIGURA 9 Curva tensão/deformação de matrizes de epóxi com diferentes módulos [6], modificada .....	17
FIGURA 10 Curva de tensão/deformação longitudinal para um compósito e seus componentes no caso I [6], modificada.....	20
FIGURA 11 Curva de tensão/deformação longitudinal para um compósito e seus componentes no caso II [6], modificada.....	21
FIGURA 12 Modos de falha em corpos de prova de material compósito [10], modificada....	23
FIGURA 13 Tensão uniaxial em uma lâmina unidirecional [4] .....	24
FIGURA 14 Geometria recomendada para um CP de material compósito [4].....	26
FIGURA 15 Orientação das fibras e posicionamento de strain gages em um CP de material compósito para a obtenção de suas propriedades [4], modificada .....	27
FIGURA 16 Strain gage colado à uma peça sujeita a tensão uniaxial [4].....	27
FIGURA 17 Placa de material compósito epóxi/carbono unidirecional fornecida pelo grupo de aeromodelismo do CEFET/RJ .....	29
FIGURA 18 Região de pouca saturação das fibras na placa desenvolvida pelo grupo de aeromodelismo do CEFET/RJ .....	29
FIGURA 19 Segunda placa confeccionada, com o mesmo tipo de fibra da Placa I .....	30

FIGURA 20 Placa II, com áreas de adesão da camada plástica à superfície da placa em destaque .....	31
FIGURA 21 Placa II com as marcações para o posterior corte dos CPs a serem ensaiados .....	32
FIGURA 22 Foto tirada da caixa do fornecedor contendo as fibras de carbono unidirecionais utilizadas para a Placa III.....	33
FIGURA 23 Arranjo de fibras e costura na fibra de carbono unidirecional UC300 .....	34
FIGURA 24 Prensa Hidráulica SL-12/20, com as configurações utilizadas em destaque.....	35
FIGURA 25 Escala da prensa hidráulica utilizada.....	35
FIGURA 26 Placa III, com defeitos superficiais em destaque.....	36
FIGURA 27 Layout da placa III com o posicionamento dos corpos de prova a serem cortados, utilizando moldes de papel para a elaboração do layout de corte .....	37
FIGURA 28 Corpos de Prova separados e identificados após o corte .....	38
FIGURA 29 Corpos de prova agrupados segundo a orientação das suas fibras, para melhor identificação durante os ensaios .....	39
FIGURA 30 Esboço das dimensões dos corpos de prova utilizados. As áreas em destaque nas extremidades (cinza claro) são as áreas a serem fixadas na máquina durante o ensaio .....	40
FIGURA 31 Corpos de prova circulares .....	40
FIGURA 32 Design de CP utilizado por ARCAN et al. (1977). Fonte: [9], modificada.....	41
FIGURA 33 Corpo de prova circular, com defeito superficial em destaque .....	42
FIGURA 34 Posicionamento dos corpos de prova na máquina .....	44
FIGURA 35 Tensão x Deformação nos ensaios realizados com orientação de fibras de 45° ..	46
FIGURA 36 Carga x Deslocamento nos ensaios realizados com orientação de fibras de 45° ..	47
FIGURA 37 CP01 com orientação de 45°, após termino do ensaio.....	47
FIGURA 38 CP03 a 45°, dividido em duas partes (a) e (b), com a área da fratura em destaque. ....	48
FIGURA 39 Tensão x Deformação nos ensaios realizados com orientação de fibras de 90° ..	48
FIGURA 40 Carga x Deslocamento nos ensaios realizados com orientação de fibras de 90° ..	49
FIGURA 41 CP02 com orientação de 90°, após termino do ensaio.....	49
FIGURA 42 CP03 a 90°, com a área da fratura em destaque.....	50
FIGURA 43 CP01 com orientação de 0°, após termino do ensaio.....	51
FIGURA 44 Carga x Deslocamento no ensaio realizado com orientação de fibras de 0°, com região de deslizamento em destaque .....	51
FIGURA 45 (a) Tabs de alumínio utilizadas na fixação dos corpos de prova (b) corpos de prova com seus tabs fixados e identificados.....	52

FIGURA 46 Extremidade do CP01 com orientação de fibra a 0°, mostrando o deslizamento do corpo de prova e a falha nos tabs.....	53
FIGURA 47 Ensaio de tração realizados com o CP1 e utilizando diversos métodos de fixação .....	<b>Erro! Indicador não definido.</b>
FIGURA 48 Corpos de prova utilizados para o ensaio das fibras de carbono unidirecionais .	55
FIGURA 49 Arranjo sugerido para a ASTM C1557 para o uso de tabs de fixação para o corpo de prova [11], modificada.....	56
FIGURA 50 Designs sugeridos pela norma para os tabs de fixação do corpo de prova [11], modificada .....	57
FIGURA 51 Tab de fixação após ser queimado [11], modificada .....	57
FIGURA 52 Resultados comparativos do ensaio de tração com fibra única, com e sem o corte do tab de papel antes do início do ensaio .....	59
FIGURA 53 Projetor de perfil. Em destaque: fio de carbono na tela do projetor de perfil e medida de sua espessura (0,025mm) segundo a máquina utilizada .....	60
FIGURA 54 Ensaio de tração em seção da manta de reforço, com tab fragmentado .....	61
FIGURA 55 Início da ruptura das fibras de reforço durante o ensaio de tração .....	62
FIGURA 56 Área de ruptura de fibras no CP utilizado, analisada em um projetor de perfil ..	62
FIGURA 57 Imagem comparativa entre a largura do CP convencional utilizado e a largura da seção da manta de reforço escolhida para o ensaio .....	63
FIGURA 58 Gráfico Tensão x Deformação do segundo ensaio realizado com seção de manta de reforço como amostra .....	64
FIGURA 59 Corpo de prova fixado durante usinagem, com mecanismo de fixação em destaque .....	66
FIGURA 60 Projeção de fibras para fora do corpo de prova durante a usinagem .....	66
FIGURA 61 Corpo de prova após usinagem, com fibras se projetando para fora do material	67
FIGURA 62 Camada de material que permaneceu no corpo de prova após usinagem.....	67
FIGURA 63 Curva Carga x Deslocamento do corpo de prova número 2 com orientação de fibras à 0° .....	69
FIGURA 64 CP02 durante o ensaio .....	69
FIGURA 65 CP02 após ensaio, com região da fratura em destaque.....	70
FIGURA 66 Imagens do CP02 em um microscópio ótico. (a) região da fratura, ampliada em 12,5X (b) descolamento entre as fibras, ampliada em 12,5X.....	70
FIGURA 67 Curva Carga x Deslocamento do corpo de prova número 3 com orientação de fibras à 0° .....	71

FIGURA 68 CP03 ao final do ensaio .....	72
FIGURA 69 CP03 após ensaio, com região da fratura em destaque.....	72
FIGURA 70 Imagens do CP03 em um microscópio ótico, com ampliação de 12,5X .....	73
FIGURA 71 Esboço representando o posicionamento do CP durante ensaio. Esboço não representativo da escala real dos componentes. ....	75
FIGURA 72 Nomenclatura dos strain gages adotados para o ensaio, segundo seu posicionamento. Corpo de prova com fibras orientadas paralelas à força trativa (0°) .....	76
FIGURA 73 Corpo de prova circular montado na máquina de ensaio Instron. Em destaque: corpo de prova com os strain gages colados e fios conectados .....	77
FIGURA 74 Corpo de prova fixado na máquina de ensaio, conforme as três orientações de fibra estudadas .....	77
FIGURA 75 Esquema, fora de escala, mostrando o posicionamento do corpo de prova nas garras de fixação, de acordo com as orientações de fibras estudadas .....	78
FIGURA 76 Strain gages em dois posicionamentos (a) paralelo às fibras e (b) perpendicular às fibras.....	79
FIGURA 77 Gráfico deformação x tempo gerado pelos strain gages durante ensaio com orientação de fibras à 0°.....	80
FIGURA 78 Gráfico deformação x tempo gerado pelos strain gages durante ensaio com orientação de fibras à 45°.....	81
FIGURA 79 Gráfico deformação x tempo gerado pelos strain gages durante ensaio com orientação de fibras à 90°.....	81
FIGURA 80 Diagrama ilustrativo das maiores deformações registradas por cada strain gage durante a realização dos ensaios nas três orientações. Cores mais intensas representam maiores deformações, com vermelhos representando tração e azuis representando compressão .....	83

## Lista de Tabelas

TABELA 1 Vantagens e desvantagens dos materiais mais utilizados como reforço.....	15
TABELA 2 Propriedades mecânicas de fibras de reforço.....	16
TABELA 3 Tipos de materiais compósitos quanto à sua matriz .....	17
TABELA 4 Comparação entre teorias de falha.....	22
TABELA 5 Dimensões recomendadas para CPs de materiais compósitos (em polegadas) ....	26
TABELA 6 Espessuras dos corpos de prova utilizados .....	44
TABELA 7 Tensão máxima atingida em cada ensaio, em duas orientações distintas.....	45
TABELA 8 Dimensões do corpo de prova utilizado.....	63
TABELA 9 Propriedades da fibra de carbono unidirecional obtidas após ensaio .....	63
TABELA 10 Dimensões dos corpos de prova com orientação das fibras a 0°, após usinagem .....	68
TABELA 11 Dados obtidos com o ensaio do CP03 .....	73
TABELA 12 <i>kt</i> experimental obtido para orientações de fibras distintas para o par de strain gages 0-1.....	82
TABELA 13 <i>kt</i> experimental obtido para orientações de fibras distintas para o par de strain gages 2-3.....	82

## Lista de Abreviaturas

$\varepsilon_1, \varepsilon_2, \gamma_2$ : Deformações axiais, transversais e cisalhantes, respectivamente

$\sigma_1$ : Tensão axial normal

$E_1$ : Módulo de Elasticidade na direção 1

$\nu_{12}$ : Coeficiente de Poisson

$\varepsilon_x, \varepsilon_y, \gamma_{xy}$ : Deformações axiais, transversais e cisalhantes, respectivamente

$\sigma_x$ : Tensão axial normal

$E_x$ : Módulo de Elasticidade na direção x

$\nu_{xy}$ : Coeficiente de Poisson

$\tau_{xy}$ : Tensão cisalhante

$G$ : Módulo de cisalhamento

$E$ : Módulo de elasticidade

$\eta_{xs}$ : Módulo de cisalhamento combinado

$\varepsilon_x$ : Deformação no eixo x

$\varepsilon_y$ : Deformação no eixo y

$F_{lt}$ : Resistência à tração longitudinal do compósito

$F_{ft}$ : Resistência à tração longitudinal da fibra

$\sigma'_m$ : Tensão longitudinal média agindo sobre a matriz quando a tensão máxima é atingida pelas fibras

$F_{mt}$ : Resistência a tração longitudinal da matriz

$\sigma'_f$ : Tensão longitudinal média agindo sobre as fibras quando a tensão máxima é atingida pela matriz

# SUMÁRIO

Lista de Figuras .....	ix
Lista de Tabelas .....	xiii
Lista de Abreviaturas.....	xiv
Introdução.....	1
1.1 – Uma Breve Introdução à Compósitos.....	1
1.2 – Características e Propriedades .....	1
1.2.1 – Em nível microscópico .....	2
1.2.2 – Em nível macroscópico .....	2
1.2.3 – Quanto à caracterização mecânica.....	2
1.3 – Vantagens Comparativas .....	3
1.3.1 – Otimização das propriedades.....	3
1.3.2 – Fabricação específica.....	3
1.3.3 – Maior Diversidade .....	4
Revisão Bibliográfica .....	5
2.1 – Características de um material compósito.....	5
2.1.1 – Número de fases .....	5
2.1.2 – Homogeneidade .....	5
2.1.3 – Heterogenia.....	6
2.1.4 – Isotropia .....	7
2.1.5 – Anisotropia .....	7
2.1.6 – Casos Especiais .....	9
2.2 – Classificações de um material compósito.....	10
2.2.1 – Compósitos Particulados .....	11
2.2.2 – Compósitos Descontínuos .....	12
2.2.3 – Compósitos Contínuos.....	12
2.3 – Propriedades de uma Lâmina .....	13
2.3.1 – Propriedades do Reforço .....	14
2.3.2 – Propriedades da Matriz.....	16
2.4 – Considerações sobre o modelo matemático.....	18
2.5 – Mecanismos de Falha em uma Lâmina .....	18
2.5.1 – Tensão Longitudinal.....	19
2.5.1.1 – Caso I.....	19
2.5.1.1 – Caso II .....	21
2.5.2 – Falha a Nível Macroscópico .....	22
2.5.2.1 – Teoria de Máxima Tensão .....	24

2.6 – Ensaio de Tração em Materiais Compósitos .....	25
2.6.1 – Corpos de Prova de Materiais Compósitos .....	25
2.7 – Strain Gages.....	27
Materiais e Métodos .....	28
3.1 – Confecção das Placas.....	28
3.1.1 – Placa I .....	28
3.1.2 – Placa II.....	30
3.1.3 – Placa III .....	32
3.2 – Design e Usinagem dos Corpos de Prova.....	37
3.2.1 – Design de CPs: Ensaio de Tração para Definição de Propriedades Mecânicas .....	38
3.2.2 – Design de CPs: Ensaio de Tração para Definição dos Concentradores de Tensão do Material.....	40
Ensaio I: Avaliação Experimental das Propriedades Mecânicas da Placa de Fibra de Carbono/Epóxi.....	43
4.1 – Parâmetros de Ensaio .....	43
4.2 – Resultados.....	45
4.3 – Reforço Orientado à 45° .....	46
4.4 – Reforço Orientado à 90° .....	48
4.5 –Reforço Orientado à 0° .....	50
4.5.1 – Ensaio de Tração das Fibras de Carbono Unidirecional.....	55
4.5.1.1 – Ensaio de Tração das Fibras: Fio Único.....	56
4.5.1.2 – Ensaio de Tração das Fibras: Seção da Manta de Reforço.....	61
4.5.2 – Usinagem dos Corpos de Prova.....	64
4.5.2.1 – CP02 .....	68
4.5.2.2 – CP03 .....	71
Ensaio II: Avaliação Experimental da Concentração de Tensões na Placa de Fibra de Carbono/Epóxi.....	74
5.1 – Parâmetros de Ensaio .....	74
5.2 – Instrumentação e Metodologia .....	75
5.3 – Resultados.....	79
Conclusões.....	84
6.1 – Considerações Finais .....	84
6.2 – Sugestões para Estudos Futuros .....	84
Bibliografia.....	85
ANEXO I: Propriedades de Compósitos Unidirecionais .....	87
ANEXO II: Propriedades da Fibra de Carbono UC300 .....	88
ANEXO III: Propriedades da Resina AR260 (e Endurecedor AH260) .....	89



# Capítulo 1

## Introdução

### 1.1 – Uma Breve Introdução à Compósitos

Materiais compósitos são aqueles constituídos por duas ou mais fases a nível macroscópico, sendo que suas propriedades combinadas se tornam melhores que a de seus componentes individuais [1].

Estes materiais são geralmente compostos por duas fases distintas. Uma geralmente descontínua, com maior rigidez e em forma de placas ou fibras, chamada de reforço. A outra fase, mais fraca e por vezes com configuração amorfa é chamada de matriz. É responsabilidade da matriz unir e uniformizar a distribuição do reforço no material compósito, comumente sendo ela de epóxi, resina ou outro material similar. Por vezes, devida a interação das duas fases principais, se forma uma terceira fase entre o reforço e a matriz, chamada interfase.

Materiais compósitos são utilizados desde a antiguidade, havendo registros do uso de fibras como reforço em construções desde o Egito antigo. Outros usos registrados, em sua maioria com aplicações de construção civil, incluem o uso de barras de metal como reforço em prédios de maçonaria no século XIX – que mais tarde desencadearia o desenvolvimento e uso de estruturas de concreto reforçado em tempos modernos.

Atualmente materiais compósitos sofreram uma expansão em suas áreas de aplicação com o desenvolvimento das indústrias aeroespacial [2] e automotiva – com o destaque para aplicações de fibras de vidro e carbono conferindo maior resistência física e térmica com uma diminuição no peso da estrutura. Inclusive, a maioria das pesquisas e aplicações de materiais compósitos visam a otimização através do emprego de materiais com melhores propriedades e menor peso (embora ainda haja um custo elevado de produção agregado aos materiais mais complexos – i.e. compósitos com reforço de boro [3]).

### 1.2 – Características e Propriedades

As propriedades de um material compósito são diretamente dependentes da composição do material. Fatores como as propriedades dos materiais que compõem suas camadas, assim como sua geometria, distribuição e, mais importante, sua proporção, influenciam fortemente

no resultado final e nas propriedades do material. Outro fator relevante é o método de fabricação e processamento (cura) da placa, podendo afetar de forma significativa as propriedades finais do material [4]. Em produções com etapas e métodos manuais, a habilidade do operador e o método de cura podem afetar de modo mais impactante a distribuição uniforme das camadas e, com isso, as propriedades finais. Quanto às características dos materiais compósitos pode-se citar:

### **1.2.1 – Em nível microscópico**

Numa escala microscópica, a camada de reforço, comumente constituída por fibras, possui grandes vantagens quanto a sua tenacidade e resistência. A energia imposta sobre as fibras é dissipada pela interface matriz/fibras, e absorvida pela ductilidade da matriz.

### **1.2.2 – Em nível macroscópico**

Em uma escala macroscópica um material compósito pode ser tratado como semi-homogêneo. Porém, a anisotropia inerente em sua composição impõe uma dificuldade na elaboração de modelos matemáticos e computacionais para simular seu comportamento. Enquanto materiais comuns são facilmente simplificados em um modelo matemático, a natureza anisotrópica e aleatória de um compósito demanda um elevado número de variáveis para uma análise completa.

### **1.2.3 – Quanto à caracterização mecânica**

No que diz respeito à caracterização mecânica de materiais compósitos, suas propriedades podem somente ser determinadas quando conhecidas as propriedades de seus componentes – uma vez que suas propriedades finais serão uma função das propriedades da matriz e reforço, considerando-se geometria, proporção e arranjo. As características mecânicas de um material compósito podem ser comparadas às de um cordão de solda, onde as propriedades na área soldada são superiores às de seus componentes separados.

Porém, enquanto a caracterização de materiais comuns necessita de poucas variáveis independentes [5] – sendo possível uma boa avaliação com somente duas constantes elásticas e duas constantes de limite de tensão – os materiais compósitos são mais complexos em sua

análise numérica, necessitando de mais variáveis independentes (mais de dez [6]) para uma simulação realista de suas propriedades. Além disso vale ressaltar que por serem materiais compostos, sua distribuição de forças e tensões não necessariamente será uniforme ou seguirá um padrão linear, tornando simulações matemáticas extremamente complexas e trabalhosas.

Tais variáveis resultam em um leque de possibilidades quanto as propriedades desejadas do material, no que diz respeito a seleção para projetos. Materiais compósitos possibilitam a confecção de modo a otimizar os parâmetros desejados, uma vez que possui um grande número de graus de liberdade devido as variáveis passíveis de serem modificadas, impactando nas propriedades finais.

### **1.3 – Vantagens Comparativas**

Quando comparados com materiais tradicionais, os materiais compósitos possuem distintas vantagens quanto a sua aplicação, como a capacidade de otimizar suas propriedades, a maior diversidade de seus componentes e a possibilidade de uma fabricação específica para melhor obter o material desejado.

#### **1.3.1 – Otimização das propriedades**

Por serem materiais que podem ser compostos de inúmeros materiais, as propriedades do material podem ser customizadas de modo a melhor se adequarem as especificações do projeto. Maior resistência, tenacidade ou menor peso são algumas das características que podem ser obtidas pela manipulação de seus componentes. Os materiais compósitos também se destacam por possuírem propriedades melhores do que seus componentes individuais.

#### **1.3.2 – Fabricação específica**

Como previamente mencionado, é possível um design customizado de modo a melhor se adequar aos requisitos do projeto. Não só isso, mas mudanças na geometria, proporção entre reforço e matriz, e distribuição dos componentes podem impactar de modo significativo nas propriedades finais do compósito. A fabricação específica para os fins desejados produz materiais otimizados para sua aplicação.

### **1.3.3 – Maior Diversidade**

Há grande variedade nas fibras, reforços e matrizes disponíveis para a confecção de materiais compósitos.

Fibras usadas como reforço podem vir de origens naturais, (como sisal ou fibras de coco), ou sintéticas (fibra de carbono ou vidro, kevlar, entre outros). Já matrizes comumente são materiais poliméricos, como epóxi ou resinas.

Porém, materiais compósitos possuem uma grande desvantagem quando comparados com materiais comuns. Devido a seu processo de fabricação complexo, sua fabricação é mais cara e trabalhosa do que a de materiais comuns, mesmo que suas vantagens quanto à adequação ao projeto sejam claras.

## Capítulo 2

### Revisão Bibliográfica

Este capítulo irá apresentar um breve resumo da pesquisa feita durante a elaboração deste estudo. As principais características de um material compósito, formas de classificação do mesmo e breves noções de como calcular suas propriedades baseando-se em ensaios de tração serão abordados ao longo deste capítulo, juntamente com análises sobre a importância do posicionamento de *strain gages* e seleção da geometria dos corpos de prova.

#### 2.1 – Características de um material compósito

Materiais compósitos podem ser qualificados conforme o número de fases presentes em sua composição, assim como pela distribuição das mesmas. Fases diferentes possuem propriedades físicas e mecânicas distintas, contribuindo para as características de seu compósito.

##### 2.1.1 – Número de fases

Um material compósito possui denominação diferente de acordo com o número de fases que o mesmo possui. Ele pode ser monofásico (ou monolítico), bifásico (ou duas fases), trifásico ou multifásico (para quantidade maior que três fases em um mesmo material). Conforme mencionado anteriormente, fases diferentes possuem propriedades físicas e mecânicas distintas.

##### 2.1.2 – Homogeneidade

Um material compósito é dito homogêneo se suas propriedades forem as mesmas em todos os pontos do corpo, ou independente de sua localização. Dependendo da escala e proporção dos componentes, e dependendo do volume a ser analisado, o material pode ser mais ou menos homogêneo.

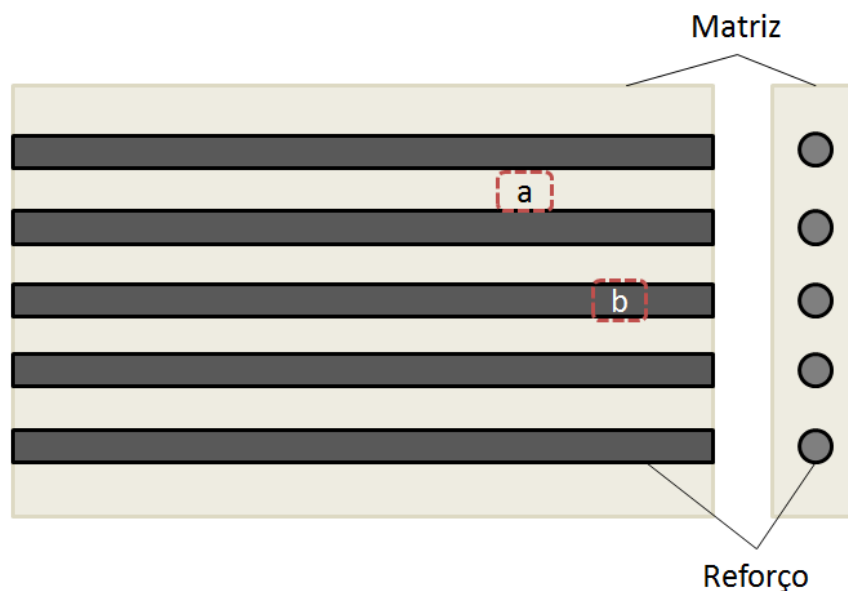
Se pouca variação existir entre pontos quando avaliados em escala macroscópica, o material é dito como semi-homogêneo.

### 2.1.3 – Heterogenia

Um material compósito é dito heterogêneo se suas propriedades variam quando analisados em pontos distintos do corpo, ou dependendo do ponto analisado (possuem um gradiente). Do mesmo modo que a classificação de homogeneidade, a classificação de um material como heterogêneo depende da escala e volume analisados.

Conforme a escala diminui um mesmo material pode ser classificado como homogêneo, semi-homogêneo ou heterogêneo.

Na Figura 1 pode-se observar um material compósito bifásico. Embora este possa ser considerado como homogêneo e anisotrópico em uma escala macroscópica – pois sua composição é simétrica e organizada da mesma forma se analisada em diversos pontos, mas suas propriedades variam com a orientação – em uma escala microscópica o mesmo seria classificado como heterogêneo e isotrópico, por possuir propriedades diferentes se avaliado nos volumes característicos denotados por (a) e (b) na Figura 1.

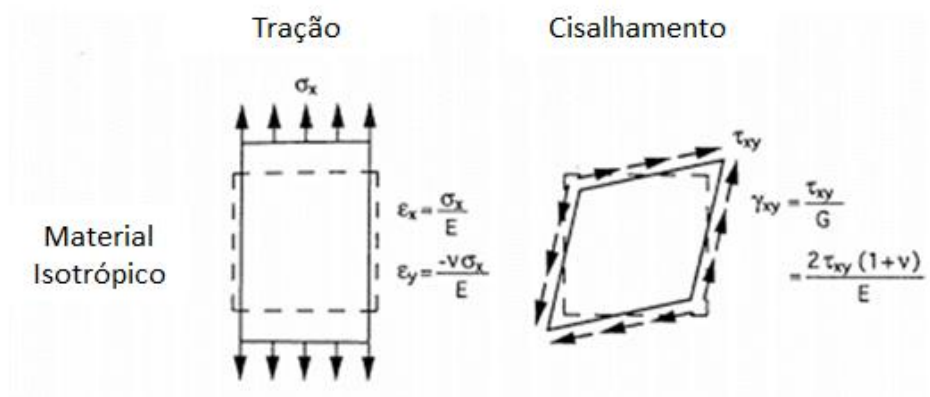


**Figura 1** Composto unidirecional com seus componentes em destaque (a,b) [6], modificada

### 2.1.4 – Isotropia

Um material compósito pode ser caracterizado como isotrópico uma vez que suas propriedades físicas sejam constantes em qualquer direção, independentes de eixos de referência [7].

O comportamento de uma lâmina compósita isotrópica quando sujeita a esforços axiais e cortantes, assim como as devidas equações que descrevem seu comportamento, podem ser melhor observadas na Figura 2.



**Figura 2** Lâmina de composto isotrópico sujeita a carregamento uniaxial e cisalhante [6], modificada

Onde:

$\epsilon_x, \epsilon_y, \gamma_{xy}$ : Deformações axiais, transversais e cisalhantes, respectivamente

$\sigma_x$ : Tensão axial normal

$E_x$ : Módulo de elasticidade na direção x

$\nu_{xy}$ : Coeficiente de Poisson

$\tau_{xy}$ : Tensão cisalhante

$G$ : Módulo de cisalhamento

$E$ : Módulo de elasticidade

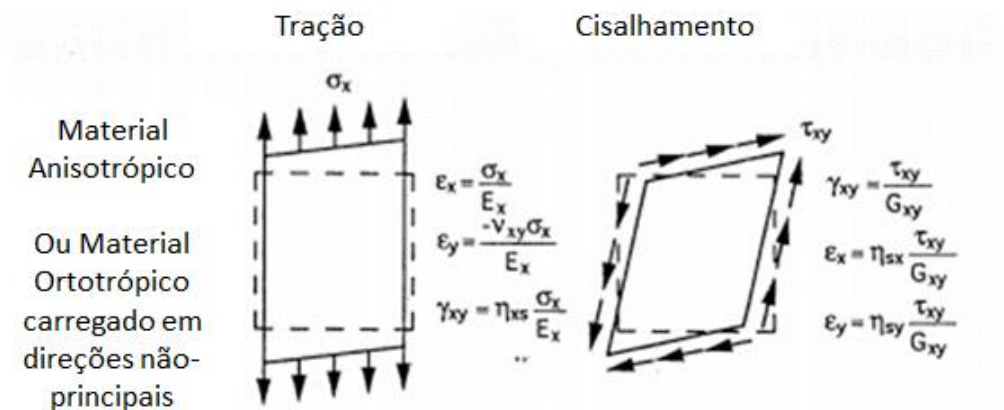
### 2.1.5 – Anisotropia

Ao contrário de um material isotrópico, onde as propriedades são constantes e uniformes por todo o material (e independem de direções de orientação), materiais

anisotrópicos são aqueles onde suas propriedades físicas variam com a direção ou eixos de referência.

Se as propriedades permanecem constantes e simétricas em relação a um plano, este pode ser chamado de plano de simetria material. Materiais podem possuir  $n$  planos de simetria, sendo que um material com infinitos planos de simetria seria considerado como perfeitamente isotrópico, enquanto um material com zero planos de simetria seria dito como anisotrópico (ou alotrópico).

O comportamento de uma lâmina compósita anisotrópica quando sujeita a esforços axiais e cortantes, assim como as devidas equações que descrevem seu comportamento, podem ser melhor observadas na Figura 3.



**Figura 3** Lâmina de composto isotrópico sujeito a carregamento uniaxial e cisalhante [6], modificada

Onde:

$\epsilon_x, \epsilon_y, \gamma_{xy}$ : Deformações axiais, transversais e cisalhantes, respectivamente

$\sigma_x$ : Tensão axial normal

$E_x$ : Módulo axial na direção x

$\nu_{xy}$ : Número de Poisson associado ao carregamento na direção x, e a tensão na direção y

$\tau_{xy}$ : Tensão cisalhante

$G_{xy}$ : Módulo de cisalhamento referente aos planos x e y

$E_x$ : Módulo de elasticidade na direção x

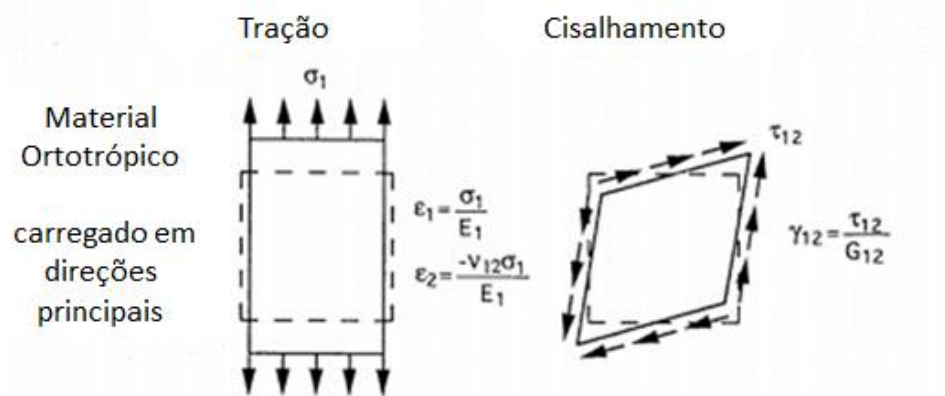
$\eta_{xs}$ : Módulo de cisalhamento combinado



### 2.1.6 – Casos Especiais

Um caso especial diz respeito a materiais classificados como ortotrópicos. Estes materiais possuem pelo menos três planos de simetria mutuamente perpendiculares, com suas interseções sendo chamadas de eixos principais. Materiais ortotrópicos possuem propriedades especiais, e sua análise matemática possui um grande número de simplificações matemáticas que os tornam interessantes enquanto objetos de estudo.

O comportamento de uma lâmina compósita ortotrópica quando sujeita a esforços axiais e cortantes, assim como as devidas equações que descrevem seu comportamento, podem ser melhor observadas na Figura 4.



**Figura 4** Lâmina de composto isotrópico sujeito a carregamento uniaxial e cisalhante [6], modificada

Onde:

$\epsilon_1, \epsilon_2, \gamma_2$ : Deformações axiais, transversais e cisalhantes, respectivamente

$\sigma_1$ : Tensão axial normal

$E_1$ : Módulo de elasticidade na direção 1

$\nu_{12}$ : Coeficiente de Poisson

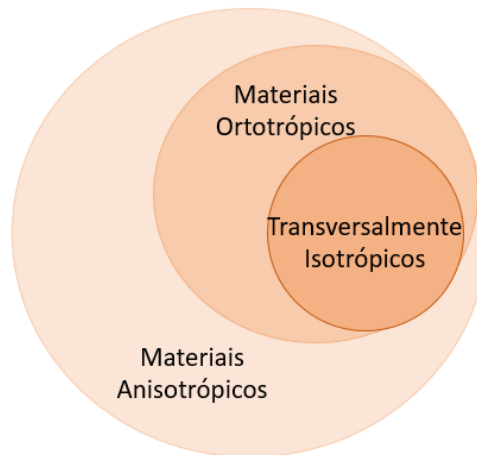
$G$ : Módulo de cisalhamento

$E$ : Módulo de elasticidade

Outro caso especial relevante para este estudo consiste nos materiais ditos como transversalmente isotrópicos. Materiais transversalmente isotrópicos são aqueles que possuem

suas propriedades simétricas em relação a um eixo normal ao plano de isotropia. Uma vez neste plano transversal, as propriedades são assumidas como constantes em todas as direções.

Enquanto materiais ortotrópicos são um caso especial derivado de materiais anisotrópicos, materiais transversalmente isotrópicos são um grupo especial dentro de materiais ortotrópicos. Essa relação de singularidade pode ser observada na Figura 5.

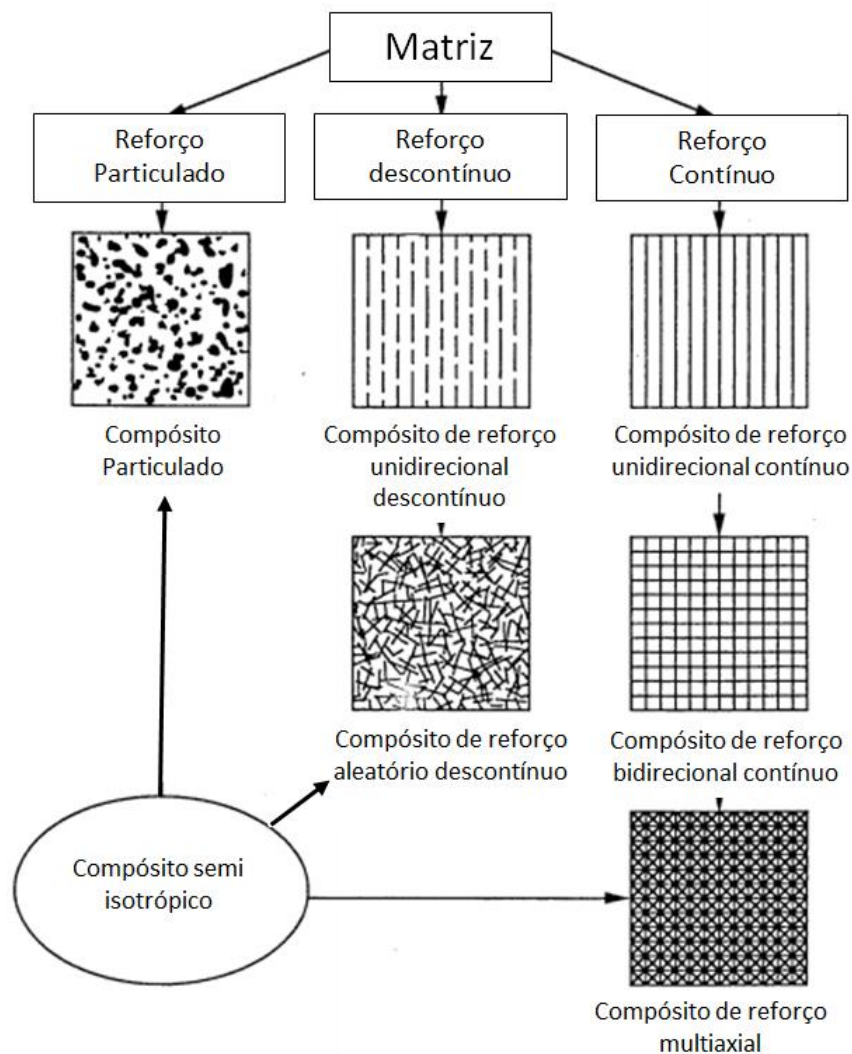


**Figura 5** Materiais anisotrópicos e suas singularidades

## 2.2 – Classificações de um material compósito

Materiais compósitos com duas fases podem ser classificados segundo três grandes categorias e suas ramificações, segundo mostrado na Figura 6.

Materiais compósitos reforçados com fibras podem ainda ser classificados em categorias de acordo com sua matriz. São eles compósitos de matriz polimérica, metálica, cerâmica e compósitos de carbono.



**Figura 6** Classificações de materiais compósitos bifásicos [6], modificada

### 2.2.1 – Compósitos Particulados

Compósitos particulados possuem esse nome pelo fato de serem compostos por partículas de variados tamanhos e formas dispersas em sua matriz. Devido a sua distribuição aleatória, o comportamento de um compósito particulado pode ser assumido como semi-homogêneo em uma escala grande o bastante. Tal aproximação permite uma simplificação de seu caráter aleatório e uma melhor abordagem analítica do mesmo.

Combinações comumente utilizadas para a fabricação de compósitos particulados podem envolver partículas não metálicas em matriz não metálica, partículas metálicas em matriz não metálica, partículas metálicas em matrizes metálicas e, finalmente, partículas não metálicas em matriz metálica.

### **2.2.2 – Compósitos Descontínuos**

Compósitos descontínuos possuem esse nome devido ao seu reforço, composto de fibras curtas - embora seu comprimento ainda seja considerado longo quando comparado a seu diâmetro. O arranjo das fibras pode ser feito de modo orientado (unidirecional ou com mais de uma direção), ou completamente aleatório.

A orientação das fibras na matriz altera as propriedades mecânicas do material, assim como o gradiente onde as mesmas se manifestam. Por exemplo, em um material com fibras unidirecionais o material seria qualificado como anisotrópico ortotrópico, enquanto em uma configuração aleatória suas propriedades estariam distribuídas de modo a qualificá-lo como um material semi-isotrópico.

### **2.2.3 – Compósitos Contínuos**

Compósitos contínuos são os que possuem seu reforço composto por longas fibras contínuas apresentando as melhores propriedades no que diz respeito à resistência e rigidez. Do mesmo modo que em compósitos descontínuos, a orientação das fibras altera as propriedades finais do material e pode ser feita de modo unidirecional, cruzado (quando as fibras estão orientadas perpendiculares umas às outras) ou multidirecional (onde as fibras adotam várias direções, semelhante à dispersão aleatória de fibras presente em materiais descontínuos).

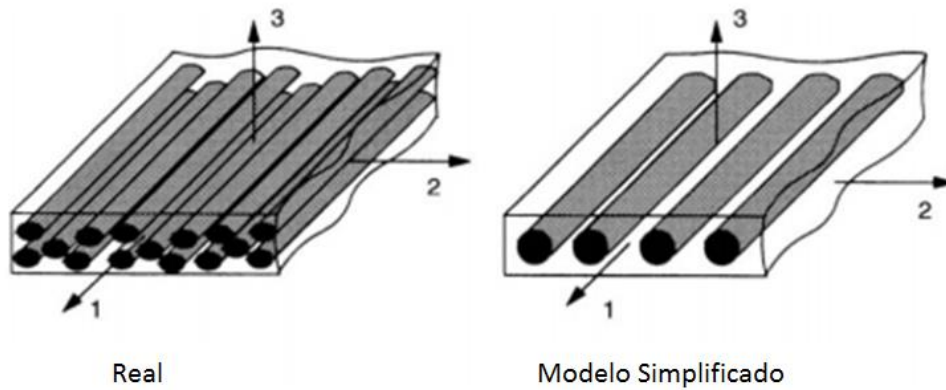
Semelhante ao caso observado em materiais particulados, o arranjo multidirecional de fibras resulta em um material considerado semi-isotrópico, considerando-se um número suficiente de fibras e orientações distintas entre si.

Pode-se ainda destacar um quarto tipo de material compósito não mencionado previamente. Compósitos laminados são um caso especial, e são definidos por finas camadas de materiais unidos por uma camada matricial igualmente fina. Exemplos de materiais laminados comuns incluem fórmica, compensado de madeira e metais folheados.

Materiais laminados são um caso especial, pois não há penetração do material que compõe a matriz entre as fibras do reforço. Ao invés disso, as camadas de matriz são isoladas entre as folhas de reforço, criando uma geometria distinta.

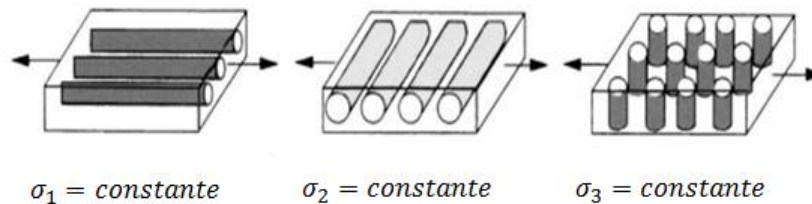
### 2.3 – Propriedades de uma Lâmina

Uma lâmina de compósito é caracterizada por uma camada de fibras (unidirecionais ou trançadas) em uma matriz. Uma lâmina é um material ortotrópico com eixos principais (de simetria) em sentidos paralelos, normais e transversais a suas fibras – conforme Figura 7.



**Figura 7** Lâmina unidirecional e seus eixos principais – representações real e teórica [4], modificada

Embora a lâmina seja composta de inúmeras fibras dispostas em uma mesma direção, para fins didáticos e de modelagem, é assumida uma única camada de lâminas espaçadas entre si de modo a ser mais facilmente visualizada a distribuição de seus componentes e, com isso, suas propriedades mecânicas, como mostrado na Figura 8.



**Figura 8** Lâmina unidirecional e seus eixos principais, submetida a carregamento [4], modificada

Tratando de lâminas de compósitos, em análises matemáticas se torna mais prática a aproximação do material como um material homogêneo e anisotrópico, fazendo-se assim

possível a utilização de propriedades médias para a análise. Tal simulação é denominada macro mecânica, e considera a lâmina unidirecional como um material anisotrópico semi-homogêneo.

Para análises de falha, utilizando as aproximações anteriores, podem ser determinadas cargas críticas e tensões gerais sem que seja necessário o levantamento das constantes físicas ponto a ponto. Porém, os valores obtidos serão apenas aproximações, tendo sido obtidos com valores médios para as propriedades do compósito. Para a comprovação dos valores críticos faz-se necessária uma etapa de testes práticos – procedimento a ser abordado futuramente em próximos capítulos.

Faz-se necessário mencionar as proporções que regem as constantes mecânicas presentes em uma lâmina de compósito. Estas irão caracterizar as razões entre fibras e matrizes no que diz respeito a seu peso, volume e quantidade absoluta.

Razão de volume das fibras:

$$V_f = \frac{\text{Volume das fibras}}{\text{Volume do compósito}}$$

Razão de peso das fibras:

$$W_f = \frac{\text{Peso das fibras}}{\text{Peso do compósito}}$$

Razão de volume da matriz:

$$V_m = \frac{\text{Volume da matriz}}{\text{Volume do compósito}}$$

Razão de peso da matriz:

$$W_m = \frac{\text{Peso da matriz}}{\text{Peso do compósito}}$$

Razão de volume do vazio:

$$V_v = 1 - V_f - V_m = \frac{\text{Volume de vazios}}{\text{Volume do compósito}}$$

As propriedades esperadas para uma lâmina unidirecional, segundo sua composição, podem ser observadas no **ANEXO I: Propriedades de Compósitos Unidirecionais**.

### 2.3.1 – Propriedades do Reforço

O reforço é composto pela camada de fibras que, uma vez unidas à matriz, definem o material compósito. Embora haja uma grande variedade de materiais que possam ser utilizados como reforço, priorizam-se aqueles que possuem alta resistência e rigidez, aliados a uma baixa densidade. Como previamente mencionado, as características do material final dependem diretamente da proporção em que as fibras e a matriz estão distribuídas, assim

como sua geometria. Algumas fibras mais comumente utilizadas podem ser encontradas na Tabela 1.

**Tabela 1** Vantagens e desvantagens dos materiais mais utilizados como reforço [6], modificada

<b>Material de Reforço</b>	<b>Vantagens</b>	<b>Desvantagens</b>
E-Glass, S-Glass	Alta resistência Baixo custo	Baixa rigidez Curta vida devido à fadiga Alta sensibilidade à temperatura
Kevlar	Alta resistência à tensão Baixa densidade	Baixa resistência à compressão Alta absorção de umidade
Boro	Alta rigidez Alta resistência à compressão	Alto custo
Carbono (AS4, T300, C6000)	Alta resistência Alta rigidez	Custo razoavelmente alto
Grafite (GY-70, Piche)	Rigidez extremamente alta	Baixa resistência Alto custo
Cerâmica (silicone, alumina)	Alta rigidez Suporta altas temperaturas	Baixa resistência Alto custo

A placa a ser estudada nos próximos capítulos é composta de fibras de carbono unidirecionais em uma matriz de epóxi. Fibras de carbono possuem uma grande resistência à alta temperatura (suportando temperaturas de processamento entre 1200° e 1500° em suas versões mais comuns).

Além disso, sua alta resistência mecânica e rigidez criam materiais resistentes com pequenas espessuras (embora necessitem de menos camadas para atingir a mesma espessura da lâmina, quando comparadas com outros reforços como fibra de vidro), compensando o custo de produção.

A maioria das fibras previamente mencionadas possui comportamento linear quando submetidas à carga até o ponto de falha. Uma das características mais importantes para um material compósito, o ponto crítico de falha do reforço, está diretamente relacionado à resistência final do material que o mesmo compõe, uma vez que a resistência e rigidez da lâmina são definidas pelas fibras. [8]

Para fins experimentais, faz-se importante o levantamento da resistência mecânica das fibras envolvidas, uma vez que seu limite mecânico irá definir as condições sob as quais a lâmina deverá ser ensaiada. Na Tabela 2 são exibidas as fibras mais comumente utilizadas, assim como seus limites mecânicos.

**Tabela 2** Propriedades mecânicas de fibras de reforço [6], modificada

<b>Material de Reforço</b>	<b>Resistência à Tração (MPa)</b>	<b>Módulo de Elasticidade (GPa)</b>	<b>Densidade (g/cm<sup>3</sup>)</b>
E-Glass	3450	72.5	2.54
S-Glass	4480	85.6	2.49
Carbono AS4	3730	235	1.81
Carbono T300	2760-3450	228	1.76
Carbono HTS	2830	248	1.82
Carbono IM-7	5170	290	1.80
Grafite T-50	2070	393	1.67
Grafite GY-70	1725	517	1.86
Grafite Piche	1725	345	2.02
Boro	3280-3660	365-414	2.1-3.0
Kevlar	3800	131	1.45
Carboneto de Silício SCS-2	4140	400	3.05
Carboneto de Silício Nicalon	2070	172	2.60
Alumina FP-2	1725	380	3.70
Alumina Nextel 610	1900	370	3.75
Alumina Saphikon	3100	380	3.80
Sílica	5800	72.5	2.19
Tungstênio	4140	414	19.3

### 2.3.2 – Propriedades da Matriz

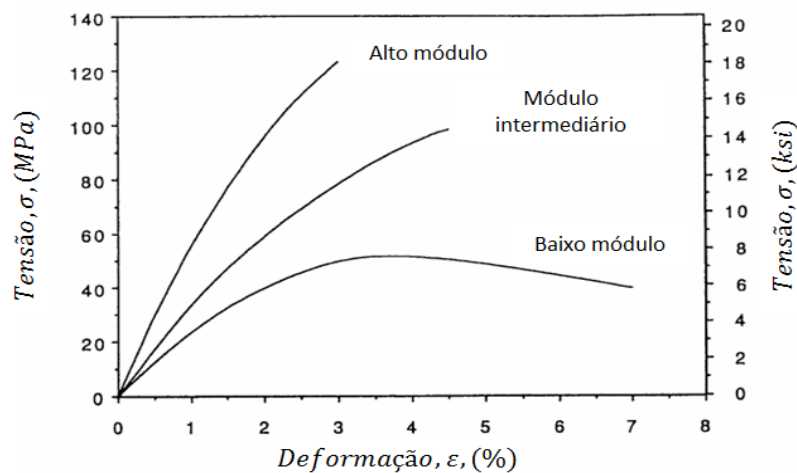
Como mostrado na Tabela 3, quatro tipos principais de matrizes são empregados na fabricação de materiais compósitos: matrizes poliméricas, metálicas, cerâmicas e de carbono.



**Tabela 3** Tipos de materiais compósitos quanto à sua matriz [6], modificada

Tipo de Matriz	Fibra	Matriz (Material)
Polimérica	E-Glass	Epóxi
	S-Glass	Poliamida
	Carbono (Grafite)	Poliéster
	Kevlar	Termoplásticos
	Boro	PEEK, Poli sulfeto, etc.
Metálica	Boro	Alumínio
	Carbono (Grafite)	Titânio
	Carbeto de Silicose	Cobre
	Alumina	
Cerâmica	Carbeto de Silicose	Carbeto de Silicose
	Alumina	Alumina
	Nitrito de Silicose	Vidro-cerâmica
		Nitrito de Silicose
Carbono	Carbono	Carbono

As matrizes mais comumente empregadas são as matrizes poliméricas, por possuírem um vasto intervalo quanto às suas propriedades elásticas e de rigidez, como pode ser observado na Figura 9.



**Figura 9** Curva tensão/deformação de matrizes de epóxi com diferentes módulos [6], modificada

Matrizes de epóxi, as utilizadas na confecção da lâmina de compósito a ser estudada em capítulos futuros, são divididas em duas categorias: epóxis com baixa temperatura de cura (120°C) – utilizada em componentes expostos a baixa ou moderada variação de temperatura - e epóxis com alta temperatura de cura (175°C) – utilizadas em componentes mecânicos de alta performance e expostos a condições de altas temperaturas e variações de umidade como, por exemplo, componentes de aviões. A matriz de epóxi empregada na elaboração da lâmina a ser estudada é caracterizada por ser de epóxi com temperatura de cura variável, podendo sofrer o processo de cura em altas temperaturas (com o uso de uma prensa aquecida) ou em temperatura ambiente, sem uma alteração significativa de suas propriedades mecânicas – variando apenas o tempo necessário para a cura da lâmina confeccionada.

Outras matrizes poliméricas incluem matrizes de poliamida, utilizadas para aplicações com alta temperatura de trabalho (até 370°C); poliésteres - usadas em produtos que necessitam de cura rápida - e termoplásticas, compatíveis com processos de fabricação por injeção e prensas aquecidas, suportando temperaturas de até 400°C.

Para temperaturas de trabalho mais altas e que excedam 1000°C, matrizes de vidro, cerâmica e carbono são empregadas, resultando em compósitos capazes de suportar temperaturas extremas de até 2600°C [6].

## **2.4 – Considerações sobre o modelo matemático**

Uma vez que o foco deste estudo é a análise de concentradores de tensões em placas unidirecionais ortotrópicas, será apenas abordado o modelo matemático que se refere ao comportamento das mesmas. As fórmulas referentes a outras configurações de lâminas, embora relevantes para um conhecimento completo do tema, estão fora do escopo deste estudo, e não serão aqui mencionadas.

## **2.5 – Mecanismos de Falha em uma Lâmina**

Durante a falha de uma lâmina sujeita a tensões devidamente elevadas, seu componente com menor resistência (fibras ou matriz) será o primeiro a apresentar falhas locais que levarão à ruptura da lâmina. Para uma análise compreensiva do fenômeno de falha em uma lâmina de compósito, é necessário primeiro entender o mecanismo de falha em cada um dos componentes constituintes, para então abordar seu resultado em nível macroscópico.

A falha de um componente quando sujeito a forças mecânicas além de seu limite de resistência irá variar com o tipo de carregamento, assim como irá variar com as propriedades individuais de cada fase – fibra, matriz e interface [8].

Uma vez que o foco deste estudo é a análise de concentradores de tensões em placas unidirecionais quando sujeitas a testes de tração, será apenas abordado o comportamento de falha de lâminas quando sujeitas a carregamentos longitudinais de tração.

### 2.5.1 – Tensão Longitudinal

Em uma situação de tensão longitudinal, ou de carregamento paralelo à direção das fibras da matriz em um mesmo plano, a fase com a menor resistência mecânica irá falhar primeiro [8]. Em um modelo onde se assumem fibras perfeitamente unidas e com propriedades iguais e uniformes, a tensão longitudinal média em um compósito,  $\sigma_l$ , é dada em função da proporção de seus componentes. Assim:

$$\sigma_l = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m$$

Onde:

$\sigma_f, \sigma_m$ : Tensões médias longitudinais na fibra e matriz, respectivamente.

$V_f, V_m$ : Razões de volume das fibras e matriz, respectivamente.

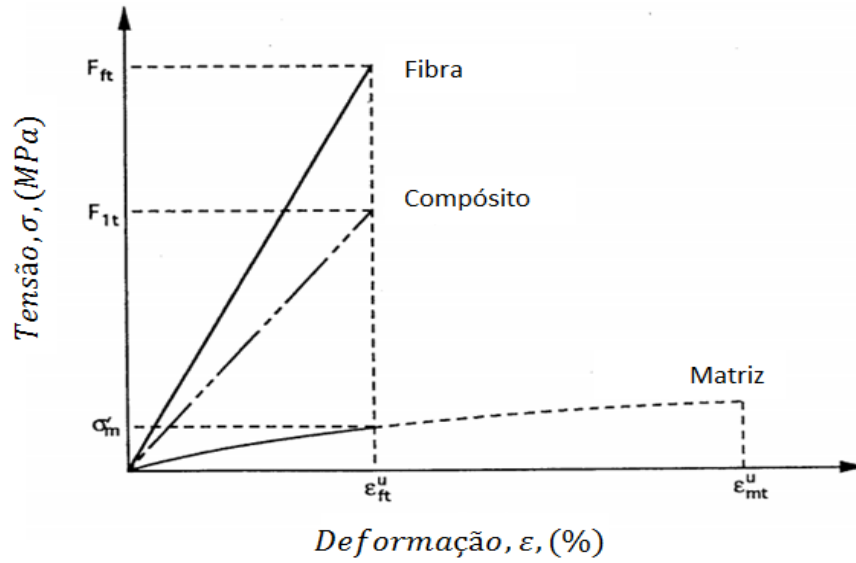
A partir desta fórmula, pode-se analisar duas situações distintas, dependentes da diferença - em ordem de grandeza - entre as propriedades da matriz e fibras.

#### 2.5.1.1 – Caso I

A deformação máxima das fibras é menor do que a deformação da matriz.

$$\varepsilon_{ft}^u < \varepsilon_{mt}^u$$

Neste caso a lâmina de compósito, sujeita a um carregamento longitudinal trativo, irá falhar quando a deformação atingir os valores máximos suportados pelas fibras [8] – o que pode ser observado pelo gráfico na Figura 10.



**Figura 10** Curva de tensão/deformação longitudinal para um compósito e seus componentes no caso I [6], modificada

A resistência à tração longitudinal total aplicada sobre o compósito pode ser aproximada como

$$F_{lt} \cong F_{ft}V_f + \sigma'_m V_m$$

$F_{lt}$ : Resistência à tração longitudinal do compósito

$F_{ft}$ : Resistência à tração longitudinal da fibra

$\sigma'_m$ : Tensão longitudinal média agindo sobre a matriz quando a tensão máxima é atingida pelas fibras

Assumindo que o comportamento elástico de todas as fases se comporta de maneira linear, pode-se reescrever a equação anterior de modo que:

$$F_{lt} \cong F_{ft}V_f + E_m \varepsilon_{ft}^u V_m = F_{ft} \left( V_f + V_m \frac{E_m}{E_f} \right)$$

Para compósitos com fibras de alta rigidez pode-se ainda simplificar a equação anterior, assumindo que  $E_f \gg E_m$ . Para valores não desprezíveis de  $V_f$ , pode-se reescrever a equação como:

$$F_{lt} \cong F_{ft}V_f$$

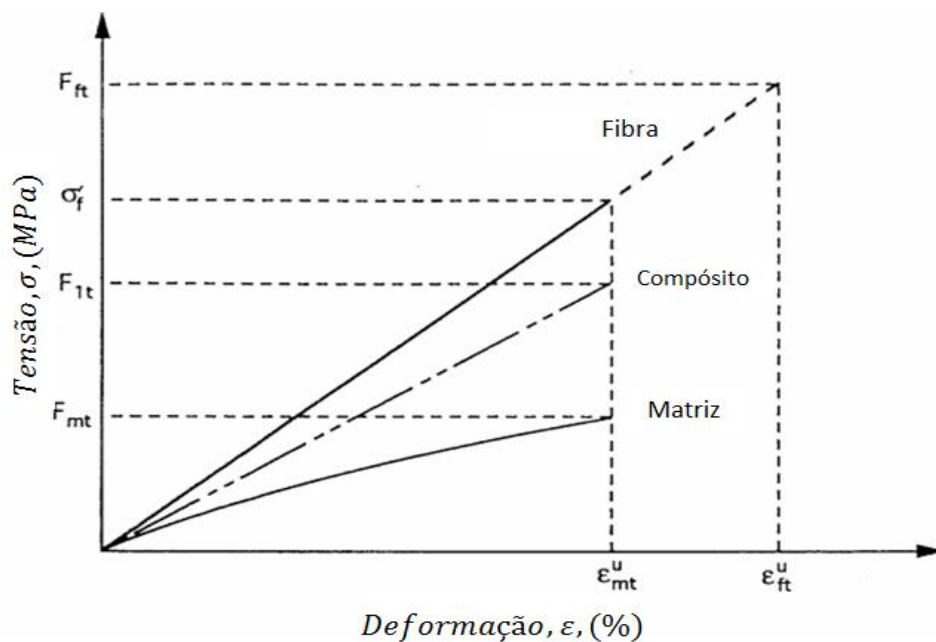
Desprezando assim o efeito da resistência da matriz na resistência a tração do compósito.

### 2.5.1.2 – Caso II

A deformação máxima da matriz é menor do que a deformação das fibras.

$$\varepsilon_{ft}^u > \varepsilon_{mt}^u$$

Neste caso a lâmina de compósito, sujeita a um carregamento longitudinal trativo, irá falhar quando a tensão atingir os valores máximos suportados pela matriz [8] – o que pode ser observado pelo gráfico na Figura 11.



**Figura 11** Curva de tensão/deformação longitudinal para um compósito e seus componentes no caso II [6], modificada

A resistência à tração longitudinal total aplicada sobre o compósito pode ser aproximada como:

$$F_{lt} \cong F_{mt}V_m + \sigma'_fV_f$$

$F_{mt}$ : Resistência à tração longitudinal da matriz

$\sigma'_m$ : Tensão longitudinal media agindo sobre as fibras quando a tensão máxima é atingida pela matriz

Assumindo que o comportamento elástico de todas as fases se comporta de maneira linear, pode-se reescrever a equação anterior de modo que:

$$F_{lt} \cong F_{mt} \left( V_m + V_t \frac{E_f}{E_m} \right)$$

## 2.5.2 – Falha a Nível Macroscópico

Em um nível macroscópico, os modelos matemáticos utilizados para análise de falhas em materiais compósitos são uma extensão e adaptação de teorias para falhas em materiais isotrópicos, tendo sido modificadas para levar em conta a rigidez e anisotropia própria de materiais compósitos. Quase todas as teorias propostas assumem homogeneidade e uma relação linear entre tensão e deformação nos materiais, embora algumas não levem em conta a interação entre componentes sujeitos ao carregamento [9].

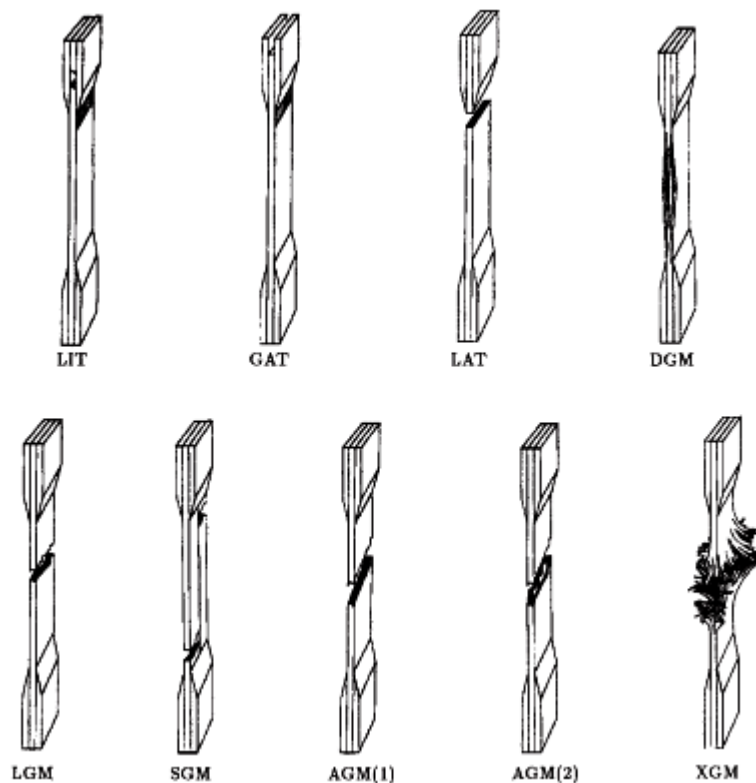
Quatro teorias são consideradas como mais abrangentes, sendo assim mais utilizadas para uma análise do mecanismo de falha de um dado material compósito. A Tabela 4 exhibe as quatro teorias mencionadas, assim como uma comparação entre elas. Devido a requerer poucos parâmetros e testes mais simples para sua comprovação, este estudo irá utilizar a teoria de máxima tensão.

**Tabela 4** Comparação entre teorias de falha [4], modificada

<b>Teoria</b>	<b>Princípio Físico</b>	<b>Conveniência Operacional</b>	<b>Caracterização Experimental Requerida</b>
Máxima Tensão	Comportamento elástico de material com alta dureza Sem interação	Inconveniente	Poucos parâmetros para testes simples

Máxima Deformação	Comportamento elástico de material com alta dureza Pouca interação	Inconveniente	Poucos parâmetros para testes simples
Energia de Deformação (Tsai-Hill)	Comportamento dúctil de materiais anisotrópicos “Curve Fitting” para compósitos com alta dureza heterogêneos	Pode ser programada Necessita de diversas funções para forças elásticas e compressivas	Necessita de testes uniaxiais e biaxiais
Polinomial de Tensor Interativo (Tsai-Wu)	Matematicamente consistente “Curve Fitting” mais precisa	Abrangente e compreensiva Simples	Números parâmetros Necessita de software experimental complexo

Modos de falha mais comuns em corpos de prova de material compósito quando sujeitos a um ensaio de tração, segundo a norma que regulamenta os mesmos [10], podem ser observados na Figura 12.



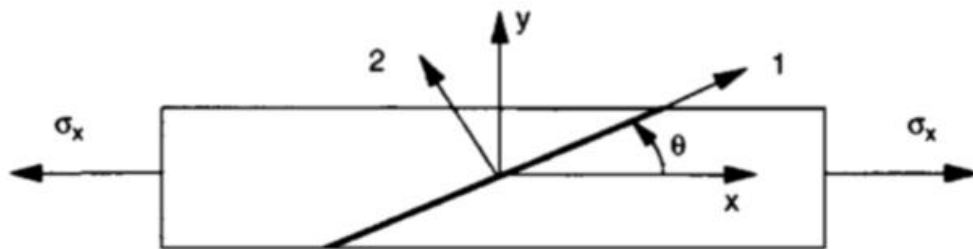
**Figura 12** Modos de falha em corpos de prova de material compósito [10], modificada

Como se pode observar na Figura 12, a falha no corpo de prova ocorre de diversas maneiras – diretamente relacionadas às propriedades mecânicas da matriz e fibras, assim como sua proporção.

### 2.5.2.1 – Teoria de Máxima Tensão

De acordo com a teoria de máxima tensão, a falha de uma placa de material compósito ocorre quando pelo menos um componente em um dos eixos principais do material excede seu limite de carregamento [11]. Para uma lâmina – com suas fibras orientadas conforme os eixos 1 e 2, como mostrado na Figura 13 – uma falha poderá ocorrer quando um dos três critérios à seguir forem atendidos:

$$\begin{aligned}\sigma_1 &\geq X \\ \sigma_2 &\geq Y \\ \tau_{12} &\geq S\end{aligned}$$



**Figura 13** Tensão uniaxial em uma lâmina unidirecional [4]

No caso de tensões nos eixos principais do material, temos:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = [T_\sigma] \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \cos \theta \sin \theta \\ -\cos \theta \sin \theta & \cos \theta \sin \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \cos^2 \theta \\ \sin^2 \theta \\ -\cos \theta \sin \theta \end{Bmatrix} \sigma_x$$

Para garantir que a falha não ocorra nos três critérios previamente mencionados, as tensões nos eixos principais devem ser menores do que o limite de resistência nas mesmas direções, de modo que: [4] [9]

$$\sigma_x \leq \frac{X}{\cos^2 \theta}$$



$$\sigma_x \leq \frac{Y}{\sin^2 \theta}$$

$$\sigma_x \leq \frac{S}{\sin \theta \cos \theta}$$

Sendo  $\sigma_x$  a força trativa atuando sobre uma lâmina unidirecional,  $X$  e  $Y$  relacionados às resistências à tração/compressão, enquanto  $S$  é relacionado à resistência ao cisalhamento. As fórmulas acima são somente aplicáveis para situações de carga uniaxial. Se alguma das inequações não for satisfeita, pode-se assumir que ocorreu a falha da lâmina.

## 2.6 – Ensaio de Tração em Materiais Compósitos

Nos próximos tópicos serão abordadas a escolha da orientação e da geometria de um corpo de prova de material compósito, a ser utilizado em um ensaio de tração.

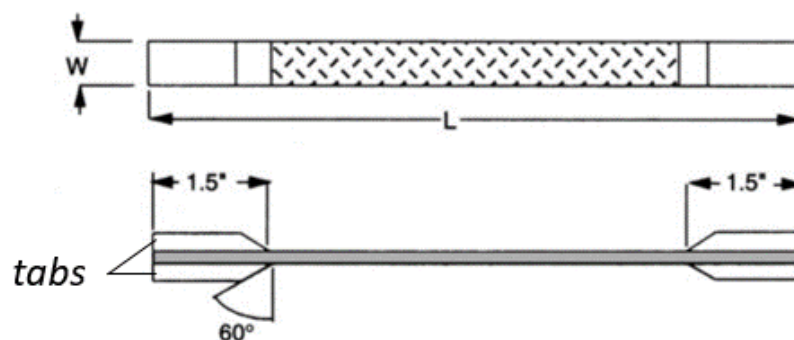
### 2.6.1 – Corpos de Prova de Materiais Compósitos

Corpos de prova (CPs) em sua forma tradicional não são aplicáveis para ensaios com materiais compósitos. O formato padrão de corpos de prova possui uma região mais fina fora dos pontos de fixação do CP à máquina de ensaio, com uma geometria que se assemelha a um osso (*dogbone* em inglês [4]).

Para um levantamento de dados satisfatório que determine  $E_1$  e  $E_2$  de uma lâmina de compósito, assim como outras propriedades do material, se faz necessário o uso de corpos de prova tracionados com suas fibras orientadas a  $0^\circ$  e  $90^\circ$ . Ambas as configurações apresentariam falhas caso um CP *dogbone* fosse utilizado [8].

Uma geometria mais apropriada para a confecção de CPs de materiais compósitos é uma tira com largura uniforme (sem regiões mais estreitas), com um reforço em suas extremidades para uma melhor fixação na máquina de ensaio, como pode ser observado na Figura 14. O reforço em suas extremidades é necessário para minimizar a chance de falha nas regiões de fixação, onde a força exercida pela máquina é transferida para o CP.

Na ausência do reforço nas extremidades, a força imposta pela máquina de ensaio pode esmagar as fibras nas áreas onde o CP está fixado, levando a uma falha prematura – e possíveis danos ao equipamento utilizado para realizar o ensaio [11] [10].



**Figura 14** Geometria recomendada para um CP de material compósito [4]

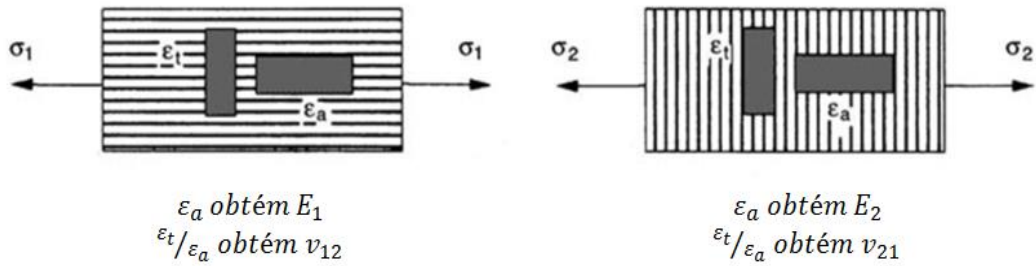
As dimensões mínimas para um CP de material compósito vão depender diretamente da orientação de suas fibras, sendo que sua espessura irá depender do número de camadas presentes do compósito ou laminado.

Uma usinagem nos *tabs* de reforço presentes nas extremidades permite que a força exercida pelo equipamento de ensaio seja transferida de forma uniforme para o CP, sem áreas de concentração de tensões que poderiam causar uma falha prematura [10] ou levar a resultados conflitantes. A utilização de *tabs* de fixação para prevenir o escorregamento do corpo de prova é amplamente documentada e recomendada [12] [13] [14] [15] [16] [17] [18] [19] [20]. Na Tabela 5 estão dimensões recomendadas para um CP de material compósito, segundo a norma [4].

**Tabela 5** Dimensões recomendadas para CPs de materiais compósitos (em mm) [4], modificada

Orientação das Fibras	Espessura (W)	Número de Camadas	Comprimento (L)
0°	12,7	6 – 8	228,6
90°	25,4	8 – 16	228,6

Uma vez confeccionado o CP, são utilizados *strain gages* para a instrumentação do ensaio. Com o uso de *strain gages* nas direções longitudinal e transversal, é possível a obtenção das propriedades  $E_1$ ,  $\nu_{12}$ ,  $E_2$  e  $\nu_{21}$ , dependendo da orientação das fibras, como mostrado na Figura 15.

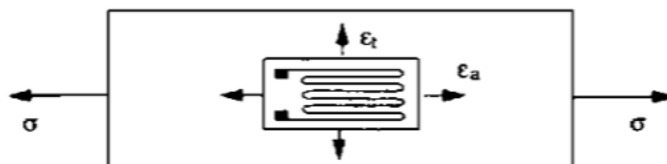


**Figura 15** Orientação das fibras e posicionamento de *strain gages* em um CP de material compósito para a obtenção de suas propriedades [4], modificada

## 2.7 – Strain Gages

*Strain gages* são utilizados para medir pequenos deslocamentos em superfícies. Isso se torna possível devido à variação de sua resistência, que aumenta quando uma carga é aplicada ao mesmo. Uma vez que a carga aplicada causa variações no seu comprimento, uma relação direta entre sua deformação e a resistência elétrica pode ser obtida.

Os dados são então enviados a um sistema de aquisição de dados, onde o software apropriado irá converter as leituras em medidas de deformação. Durante o ensaio de corpos de prova (CPs) de materiais compósitos, as deformações até o ponto de ruptura são pequenas demais para serem propriamente analisadas somente com os dados de deslocamento da máquina realizando o ensaio. Sendo assim se faz necessário o emprego de *strain gages* para uma medição mais precisa e com mais pontos em um pequeno intervalo, que irá gerar um gráfico mais próximo da realidade. A Figura 16 mostra como um *strain gage* é aplicado a uma superfície sujeita a cargas trativas e conseqüente deformação, assim como as forças agindo sobre o próprio *strain gage*.



**Figura 16** *Strain gage* colado à uma peça sujeita a tensão uniaxial [4]

## **Capítulo 3**

### **Materiais e Métodos**

Neste capítulo serão abordados os materiais utilizados para este estudo, sua confecção e seleção de qual das placas fabricadas seria utilizada para a usinagem dos corpos de prova. Também serão exibidas as geometrias dos corpos de prova, assim como os processos utilizados para obter os mesmos.

#### **3.1 – Confecção das Placas**

Durante a etapa de obtenção de material, foram obtidas três placas de fibra de carbono unidirecional e matriz de epóxi - cada uma com propriedades distintas e utilizando ferramentas de fabricação distintas - para que fossem posteriormente usinados os corpos de prova para a realização dos ensaios.

Devido aos diferentes métodos de confecção e parâmetros utilizados, as três placas possuem atributos distintos, conforme serão exibidos nos próximos tópicos.

##### **3.1.1 – Placa I**

A primeira placa fabricada (Figura 17) para o desenvolvimento deste estudo foi confeccionada pelo grupo de aerodelismo do CEFET/RJ, e disponibilizada pelos mesmos. A fibra de carbono, embora resistente, tornava a estrutura pesada demais para ser utilizável nos aerodelos competitivos, sendo substituída por fibra de vidro na elaboração da carcaça do avião.



**Figura 17** Placa de material compósito epóxi/carbono unidirecional fornecida pelo grupo de aeromodelismo do CEFET/RJ

A placa obtida foi disponibilizada já pronta, com poucas informações sobre sua composição (como volume de matriz/fibra, dados do fabricante sobre a fibra, etc.), sendo de difícil obtenção suas propriedades esperadas para comparação com os resultados experimentais. Além disso, a placa foi submetida ao processo de cura a frio (temperatura ambiente), e possuía regiões de pouca saturação das fibras – dando a aparência de que a matriz não havia coberto por completo a camada superficial da placa – como pode ser observado em detalhe na Figura 18.



**Figura 18** Região de pouca saturação das fibras na placa desenvolvida pelo grupo de aeromodelismo do CEFET/RJ

Devido à incerteza nas propriedades mecânicas esperadas e às zonas que caracterizavam defeitos superficiais na placa, a mesma foi descartada para este estudo e uma nova placa foi elaborada. Para não haver desperdício dos materiais utilizados a placa, assim como a segunda placa elaborada, foram guardadas para estudos futuros que podem vir a precisar de amostras.

### 3.1.2 – Placa II

A segunda placa elaborada (Figura 19) foi confeccionada utilizando o mesmo tipo de fibra da Placa I.



**Figura 19** Segunda placa confeccionada, com o mesmo tipo de fibra da Placa I

Embora o código do fornecedor para as fibras de carbono utilizadas não possa ser precisado, foram obtidos os dados de composição matriz/reforço durante a confecção da placa, sendo:

$$Peso_{Fibras} = 340g, \text{ em oito camadas}$$

$$Peso_{Matriz} = 262g$$

$$W_f = \frac{\text{Peso das fibras}}{\text{Peso do compósito}} = 56,48\%$$

$$W_m = \frac{\text{Peso da matriz}}{\text{Peso do compósito}} = 43,52\%$$

A matriz utilizada para a confecção da placa foi a AL-260 da fornecedora *Barracuda Advanced Composites*, que, segundo o site da mesma:

“Os sistemas de resina epóxi oferecidos podem ser utilizados para laminação manual, à vácuo ou infusão e podem ser curados em temperaturas ambiente ou pós curados em altas temperaturas. Os sistemas de resinas são curados com endurecedores intercambiáveis de modo a oferecer tempos de laminação que variam entre 30min e 12h.

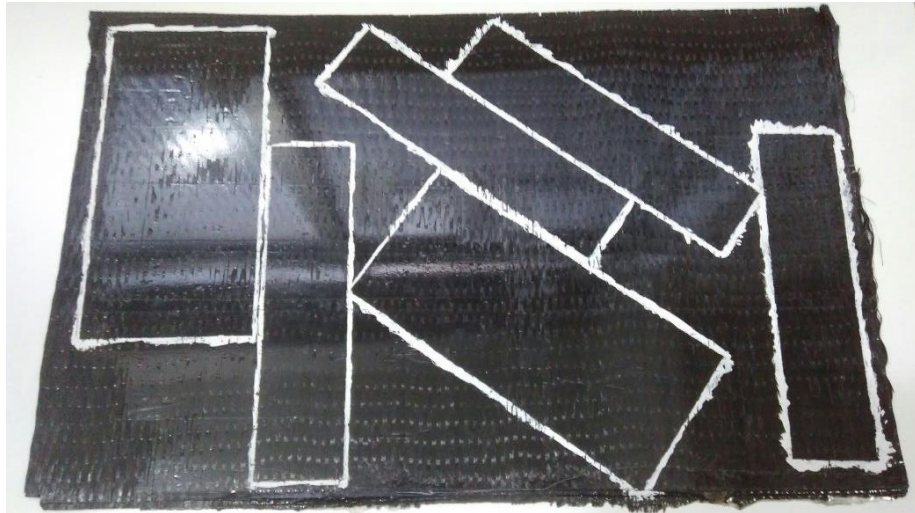
[...] o sistema AR-260 que combinado com quatro endurecedores oferece flexibilidade de processamento e é específico para laminados com fibra de carbono e fibra de aramida que podem ser curados em alta temperatura [...] “ [21]

Devido à utilização de camadas de plástico no processo de confecção da placa de material compósito, a camada plástica utilizada para proteger e separar a placa curando das chapas de metal - utilizadas como suportes e com o objetivo de melhor distribuir a pressão durante a cura a frio – aderiu à superfície da mesma, como pode ser observado na Figura 20.



**Figura 20** Placa II, com áreas de adesão da camada plástica à superfície da placa em destaque

A camada plástica foi posteriormente removida da superfície da placa com o uso de um estilete. A placa foi preparada para o corte de corpos de prova (Figura 21) para que pudesse ser iniciada a fase de testes em laboratório. Porém, testes realizados por outro grupo no mesmo laboratório provaram que a espessura excessiva da placa (oito camadas) dificultava o rompimento dos CPs durante ensaios com a máquina disponível.



**Figura 21** Placa II com as marcações para o posterior corte dos CPs a serem ensaiados

Foi necessária a confecção de uma nova placa com menor espessura para que os CPs pudessem ser levados à falha a fim de caracterizar as propriedades mecânicas do material, assim como definir os concentradores de tensão,  $k_t$ , agindo sobre o mesmo. Para obter propriedades mais homogêneas por toda a extensão do material, assim como a confecção mais rápida do material, a terceira placa utilizou uma prensa no seu processo de elaboração.

### 3.1.3 – Placa III

A terceira placa fabricada foi criada a partir de nova fibra de carbono unidirecional, identificada pelo seu fornecedor – *Barracuda Advanced Composites* – segundo o código observado na Figura 22.





**Figura 22** Foto tirada da caixa do fornecedor contendo as fibras de carbono unidirecionais utilizadas para a Placa III

Essa fibra possui arranjo mais uniforme e com feixes de reforço menores (Figura 23), criando uma superfície com melhor distribuição e facilitando a impregnação da epóxi [22]. Segundo o site *E-composites*, especialista em fornecimento de materiais para a criação de compósitos:

“Tecido unidirecional (0 grau) de fibra de carbono fabricado nos USA com exclusividade para a Barracuda Advanced Composites com filamentos de alta resistência (240GPa) com 48000 filamentos (48k) e trama do tipo unidirecional com costura transversal que proporciona rápida impregnação das fibras. Com uma construção perfeitamente alinhada na direção principal (0 grau) ela proporciona baixa porosidade e impregnação homogênea aumentando o teor de fibras no laminado. O tecido UC300 possui um peso de 300 g/m<sup>2</sup> ideal para laminados de alta resistência estrutural com alta qualidade de acabamento superficial. O tecido UC300 é embalado em um tubo de 60mm.

0.3m<sup>2</sup> (100 cm x 30 cm) “ [22]



**Figura 23** Arranjo de fibras e costura na fibra de carbono unidirecional UC300

Devido também à sua melhor distribuição de fibras e à necessidade de uma placa mais fina para a realização dos ensaios de modo satisfatório, a terceira placa confeccionada utilizou apenas três camadas de reforço. Sendo assim, temos:

$Peso_{Fibras} = 94,5g$ , em três camadas de aproximadamente 30x35cm

$Peso_{Matriz} = 100g$

$$W_f = \frac{Peso\ das\ fibras}{Peso\ do\ compósito} = 48,59\%$$

$$W_m = \frac{Peso\ da\ matriz}{Peso\ do\ compósito} = 51,41\%$$

Foi utilizada uma prensa hidráulica com aquecimento SL-12/20 (Figura 24), com 100°C de temperatura e uma pressão de aproximadamente 150  $kgf/cm^2$  sendo aplicados ao material durante seu período de cura. A placa foi deixada na prensa por aproximadamente 24 horas antes de ser retirada.



**Figura 24** Prensa Hidráulica SL-12/20, com as configurações utilizadas em destaque

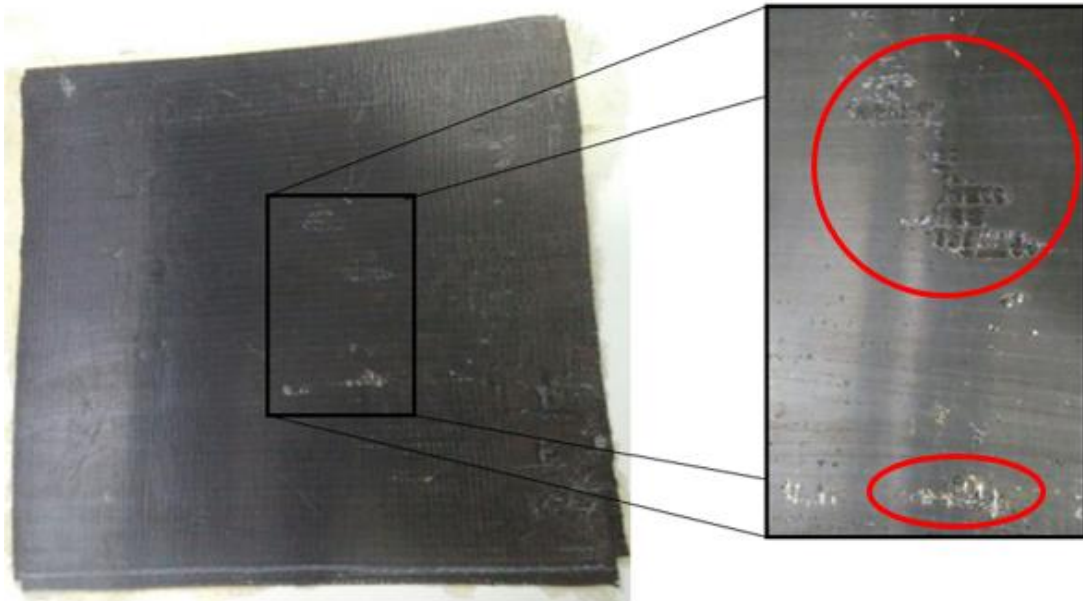
Embora o mostrador da Figura 24 indique uma força aparente de 5 toneladas, a prensa utilizada possui uma escala própria (Figura 25), onde  $1 \text{ TON} = 30,13 \text{ kgf/cm}^2$ .



**Figura 25** Escala da prensa hidráulica utilizada

Devido à falta de experiência na criação de materiais compósitos – e ao fato de que os procedimentos para a elaboração de placas com cura à quente e à temperatura ambiente

diferem – não foi utilizado desmoldante na aplicação da placa confeccionada às chapas que serviriam como base para a utilização da prensa – como em um sanduiche, com o compósito entre as chapas de alumínio. A falta de desmoldante causou danos ao acabamento superficial da placa finalizada (Figura 26), assim como às chapas de alumínio, que foram substituídas por novas de aço inox.



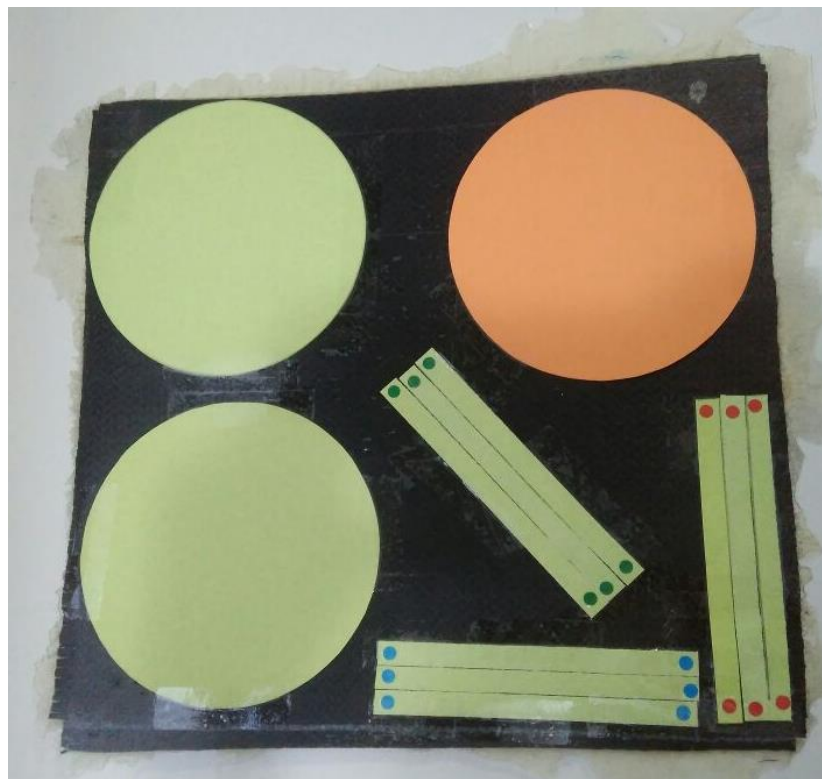
**Figura 26** Placa III, com defeitos superficiais em destaque

Durante a marcação da placa para o corte dos CPs a serem ensaiados, as zonas com defeitos superficiais foram evitadas sempre que possível. Após a confecção da Placa III utilizando os recursos do LADES, a falta de resina limitou a criação de novas placas, sendo que todos os corpos de prova a serem utilizados foram retirados da mesma placa (Placa III). A limitação de material auxiliou em garantir que todos os corpos de prova a serem analisados provêm da mesma placa.

A limitação de espaço e material também levou à utilização do espaço disponível de forma a otimizar a geometria disponível, tema que será abordado em tópicos futuros sobre a marcação e definição dos corpos de prova a serem utilizados.

### 3.2 – Design e Usinagem dos Corpos de Prova

Embora não fosse possível o corte de corpos de prova segundo as normas para laminados compósitos – devido à falta de material para a criação de placas suficientes - a geometria e dimensões dos corpos de prova a serem utilizados neste estudo foram alteradas levando em conta as propriedades do material e as limitações do projeto de modo a melhor atender as necessidades dos ensaios propostos. O layout da placa com a marcação dos CPs a serem cortados pode ser observado na Figura 27.



**Figura 27** Layout da placa III com o posicionamento dos corpos de prova a serem cortados, utilizando moldes de papel para a elaboração do layout de corte

Os designs adotados para os dois tipos de ensaios propostos serão abordados em detalhes nos tópicos a seguir.

### 3.2.1 – Design de CPs: Ensaios de Tração para Definição de Propriedades Mecânicas

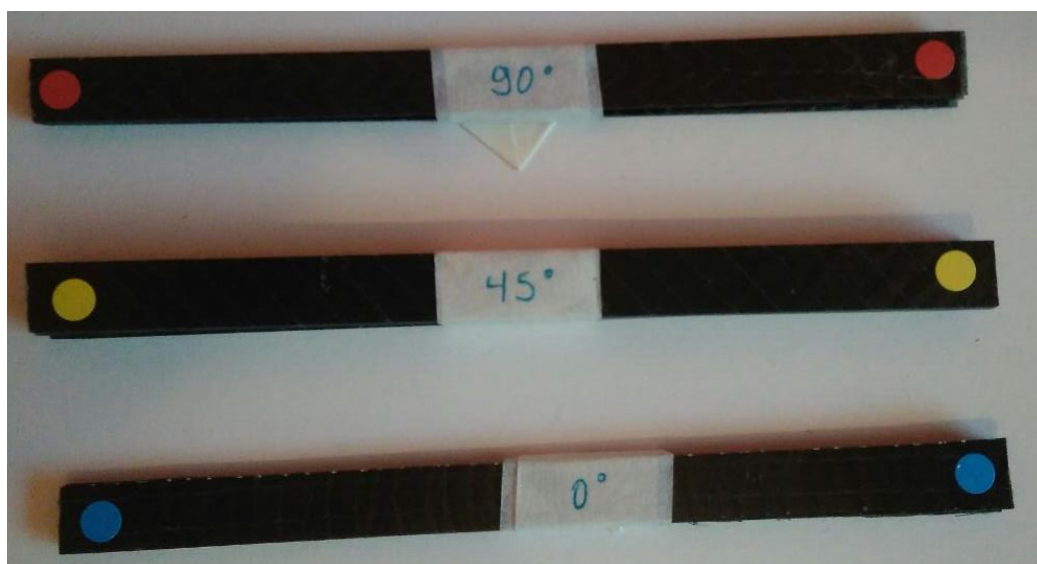
Para os ensaios de tração para definição das propriedades mecânicas do material, é necessário que o material seja tracionado até que haja a falha no mesmo. Sendo assim, ensaios destrutivos fazem necessária uma maior quantidade de corpos de prova, para uma melhor apuração de resultados - e de modo a isolar eventuais anomalias ou desvios que possam ocorrer durante o ensaio, o que somente se torna possível com uma quantidade suficiente de amostras.

Também é necessário considerar a anisotropia do material estudado. Uma vez que as fibras de carbono utilizadas de reforço são unidirecionais, foram adotadas três direções como as principais a serem estudadas através dos ensaios de tração:  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  e  $90^\circ$ . Para cada orientação foram cortados três corpos de prova, sendo que a direção de  $45^\circ$  possui cinco CPs (Figura 28) – sendo os dois extras utilizados de modo a ajustar os parâmetros de ensaio e como reservas caso houvesse algum problema durante o ensaio.



**Figura 28** Corpos de Prova separados e identificados após o corte

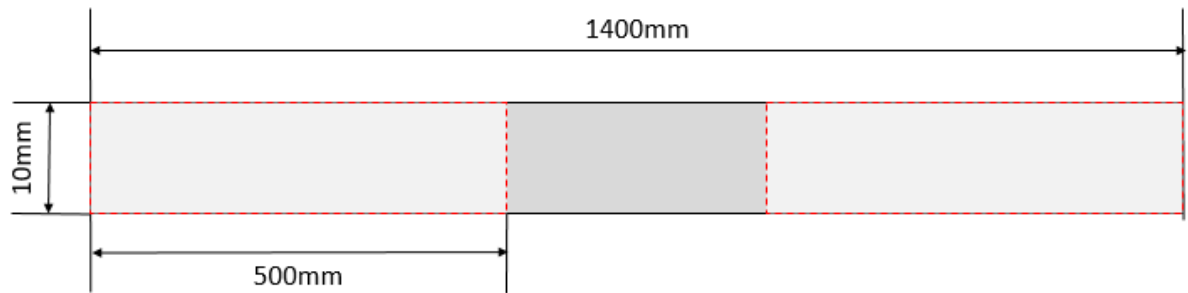
Após o corte, os corpos de prova foram identificados com etiquetas PIMACO em suas extremidades para a fácil identificação no momento da realização dos ensaios – e onde posteriormente receberam a identificação da ordem em que foram ensaiados. Os corpos de prova foram ainda agrupados conforme suas cores e identificados com a orientação de suas fibras, conforme Figura 29.



**Figura 29** Corpos de prova agrupados segundo a orientação das suas fibras, para melhor identificação durante os ensaios

Os corpos de prova possuem dimensões reduzidas (Figura 30) devido à limitação de material, assim como levando em conta as limitações da máquina utilizada para a realização do ensaio – embora o material tenha sido confeccionado com uma quantidade de camadas propositalmente pequena (três camadas de reforço), a alta resistência das fibras de carbono torna difícil o ensaio até a falha na orientação paralela às fibras ( $0^\circ$ ).

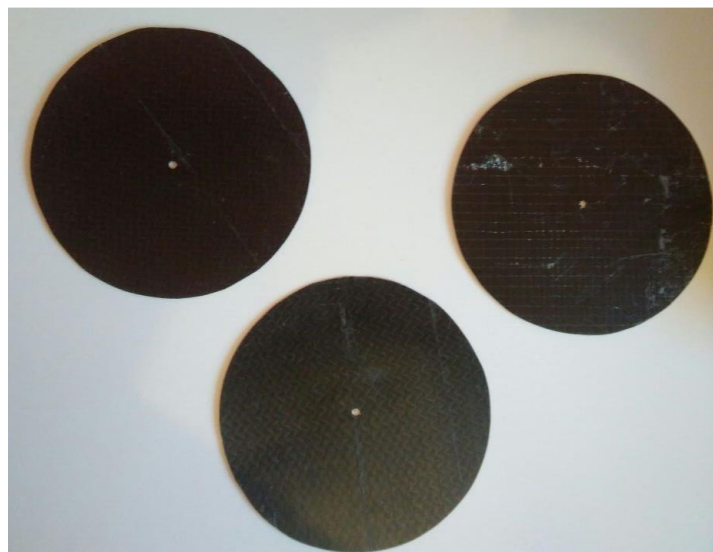
As dimensões reduzidas foram utilizadas visando uma menor sessão transversal e uma menor carga necessária para o rompimento dos CPs. A decisão de posicionar a maior parte do CP dentro das garras de fixação também foi deliberada de modo a oferecer a maior área de contato superficial possível, para minimizar o deslizamento (que ocorreu principalmente durante os ensaios a  $0^\circ$ ) - uma vez que o recomendado é de que pelo menos  $\frac{3}{4}$  da área superficial do CP esteja fixa entre as garras para evitar o deslizamento [12].



**Figura 30** Esboço das dimensões dos corpos de prova utilizados. As áreas em destaque nas extremidades (cinza claro) são as áreas a serem fixadas na máquina durante o ensaio

### 3.2.2 – Design de CPs: Ensaio de Tração para Definição dos Concentradores de Tensão do Material

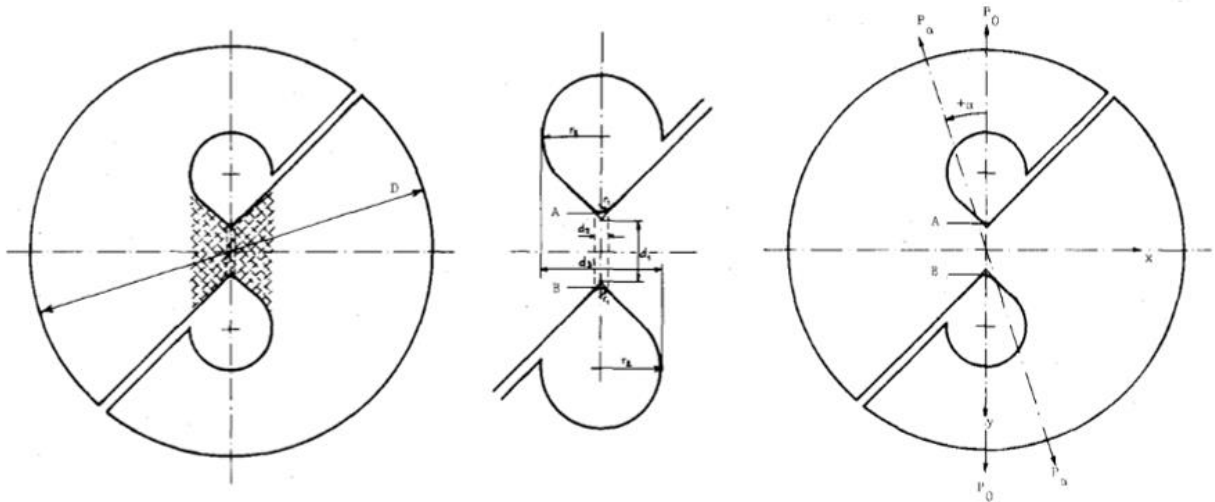
Para os ensaios de definição dos concentradores de tensão do material, foi adotado um design alternativo de corpo de prova. Designs iniciais sugeriam CPs de 500x2000mm, orientados a 0°, 45° e 90°, com furos em seu centro para avaliar a concentração de tensões na região imediatamente próxima ao furo – e um conjunto de CPs sem furo como controle. A falta de material suficiente para o corte de todos os CPs desejados em todas as suas variações levou a elaboração de um corpo de prova que otimizasse o material restante após o corte dos corpos de prova usados nos ensaios de propriedades mecânicas. Foram adotados, então, corpos de prova circulares (Figura 31).



**Figura 31** Corpos de prova circulares



Há poucas evidências na literatura da aplicação de corpos de prova de formato circular com bons resultados, com a exceção de **ARCAN et al. (1977)** [9] que obteve bons resultados com a utilização de corpos de prova circulares com entalhe.



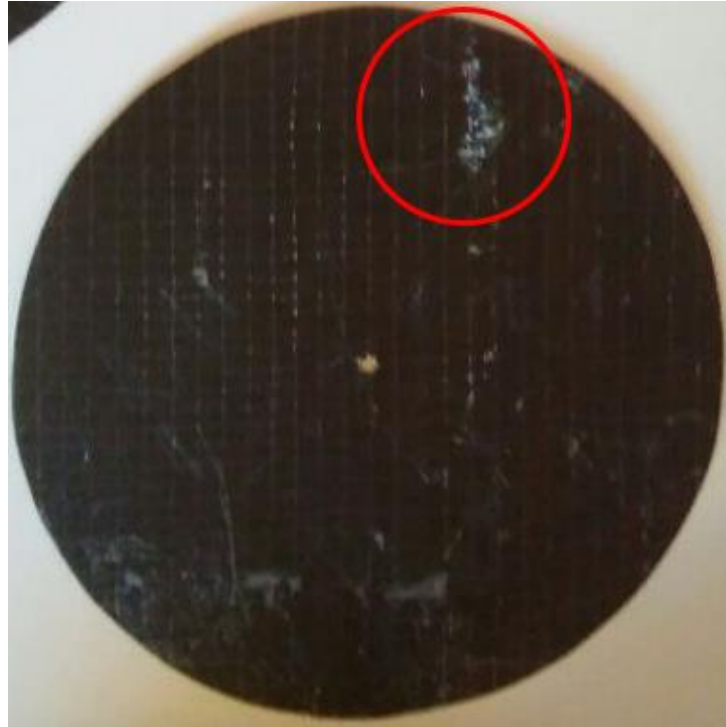
**Figura 32** Design de CP utilizado por **ARCAN et al. (1977)** [9], modificada

Os corpos de prova adotados neste estudo possuem design simplificado, sem os entalhes propostos por **ARCAN et al. (1997)** [9] – os corpos de prova exibidos na Figura 32 possuem os entalhes a fim de que a área em destaque possua apenas esforços cisalhantes quando o corpo sofre a ação de cargas trativas. Para o desenvolvimento deste estudo faz-se necessário que os corpos de prova sofram ação trativa na região próxima dos furos, de modo que seja possível a medição das concentrações de tensão próximas ao entalhe.

A utilização dos corpos de prova circulares se mostrou uma solução adequada para a falta de material, uma vez que seria (teoricamente) possível girar o CP entre ensaios, podendo sujeitar assim o corpo de prova a cargas trativas em diferentes orientações de suas fibras.

Os corpos de prova possuem 140mm de diâmetro, foram cortados com o auxílio de uma serra copo e possuem um furo em seu centro de aproximadamente 5mm de diâmetro. O diâmetro adotado (140mm) foi escolhido de modo que os CPs circulares possuíssem o mesmo comprimento dos CPs utilizados nos ensaios de propriedades mecânicas do material – e as dimensões escolhidas levaram a um ótimo aproveitamento da placa, possibilitando o corte de três CPs circulares. O furo posteriormente foi expandido para um diâmetro de 35mm, com a utilização de uma serra copo.

Dois deles possuem bom acabamento superficial, com o terceiro possuindo um pequeno defeito superficial (Figura 33). Uma vez que é esperado o deslizamento do corpo de prova quando tracionado na região do defeito, o terceiro corpo de prova não será utilizado.



**Figura 33** Corpo de prova circular, com defeito superficial em destaque

## Capítulo 4

### Ensaio I: Avaliação Experimental das Propriedades Mecânicas da Placa de Fibra de Carbono/Epóxi

Neste capítulo se abordam os ensaios iniciais realizados a fim de determinar as propriedades mecânicas do material a ser estudado. Os ensaios são divididos de acordo com a orientação avaliada (determinada pelo ângulo entre as fibras e a força trativa exercida), e seus resultados serão exibidos e analisados para determinar sua confiabilidade e precisão.

A caracterização das propriedades do material em cada situação de carregamento é de vital importância para a realização dos ensaios subsequentes, uma vez que através dos ensaios até a ruptura são conhecidas as tensões e cargas máximas suportadas pelo material quando sujeito a forças trativas. A fim de evitar a ruptura dos corpos de prova nos ensaios não destrutivos do material – de difícil usinagem e instrumentação – é preferível desenvolver extensos estudos prévios através de ensaios não destrutivos a fim de determinar os parâmetros de ensaio a serem utilizados. Os ensaios destrutivos também permitem uma melhor compreensão do comportamento e mecanismos de falha do material em cada situação de carregamento, facilitando a interpretação dos dados obtidos durante os ensaios de definição dos fatores de concentração de tensões.

#### 4.1 – Parâmetros de Ensaio

Os ensaios foram realizados com uma velocidade de deslocamento das garras de  $0,5\text{mm}/\text{min}$ . Durante os ensaios os corpos de prova foram fixados com contato direto com as garras, sem a utilização de *tabs* ou outros recursos (Figura 34). Para as orientações de  $45^\circ$  e  $90^\circ$  não houve qualquer tipo de deslizamento entre os corpos de prova e a máquina, embora na orientação de  $0^\circ$  tenha ocorrido deslizamento – sendo utilizados *tabs* (seções de material, normalmente com geometria retangular e que atual de maneira semelhante a um calço) de lixa como métodos auxiliares de fixação, e depois estes sendo substituídos por *tabs* de alumínio.



**Figura 34** Posicionamento dos corpos de prova na máquina

O deslizamento dos corpos de prova a  $0^\circ$  já era esperado durante a realização dos ensaios, uma vez que a máquina de ensaios (Instron) tem limite de carga de 10kN, e a expectativa do material era de que o mesmo possuísse um limite de resistência superior a 10kN (mesmo com a utilização dos corpos de prova reduzidos). Uma discussão mais detalhada dos resultados obtidos será feita em próximos tópicos.

A espessura de cada corpo de prova foi medida com paquímetro, conforme pode ser observado na Tabela 6. O comprimento e largura dos corpos de prova foi assumido como constante, nas medidas previamente estabelecidas de 140mm e 10mm, respectivamente.

**Tabela 6** Espessuras dos corpos de prova utilizados

Orientação	Número do CP	Espessura (mm)
$0^\circ$	1	0,90
	2	1,10
	3	0,98
$45^\circ$	1	1,68
	2	1,88
	3	1,62
$90^\circ$	1	0,90
	2	0,96
	3	0,84

## 4.2 – Resultados

Através dos dados coletados, o próprio software fornecido pela Instron gerou as curvas de tensão/deformação para os ensaios realizados - tendo sido previamente inseridos no sistema as medidas da seção transversal dos corpos de prova.

A deformação da máquina não foi levada em conta na fase de tratamento dos dados obtidos. Porém, uma vez que todos os ensaios foram conduzidos utilizando a mesma máquina, célula de carga e demais parâmetros e condições ambientais, os resultados podem ser comparados de maneira satisfatória.

De forma análoga, foram obtidas as tensões máximas suportadas pelos corpos de prova – assumidas como as tensões de ruptura. As mesmas podem ser observadas na Tabela 7.

**Tabela 7** Tensão máxima atingida em cada ensaio, em duas orientações distintas

Orientação	Número do CP	Tensão Máxima (MPa)	Tensão Máxima (Média)
45°	1	59,64	58,32 ± 2,83
	2	55,07	
	3	60,24	
90°	1	45,90	47,35 ± 5,74
	2	42,47	
	3	53,67	

A tensão máxima para a orientação de fibras de 0° não foi incluído, por apresentar dificuldades de obter a mesma durante a realização dos ensaios de tração (ver **4.5 –Reforço Orientado à 0°**).

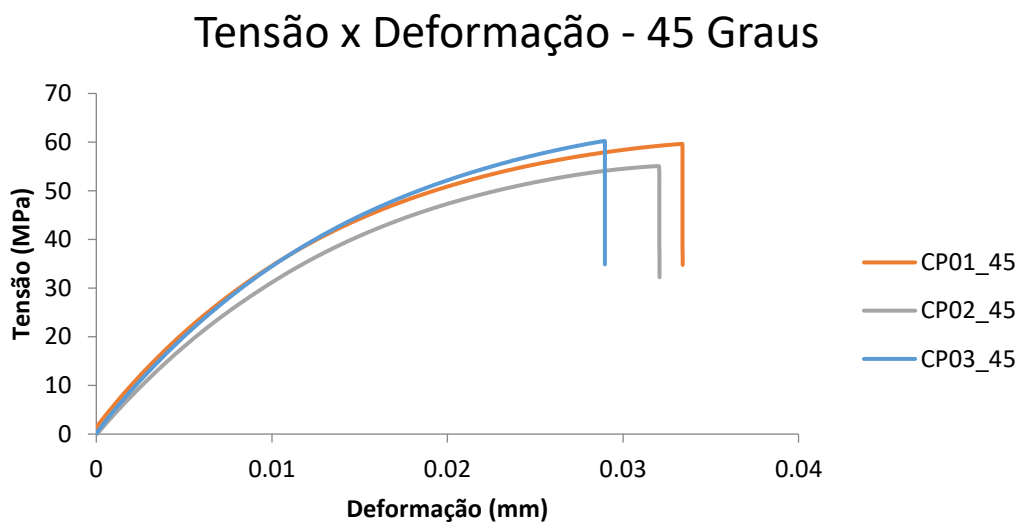
Os números obtidos condizem com o esperado de um material compósito com distribuição de fibras unidirecional, de forma que sua resistência à tração aumente quanto menor o grau de inclinação das fibras em relação às forças trativas exercidas – atingindo a maior tensão máxima suportada quando as fibras estão orientadas a 0°, ou seja, paralelas às forças exercidas. Nesta configuração assume-se que a ruptura se dá por falha nas fibras de reforço, mais resistentes.

Quando as fibras são orientadas a 90° nota-se uma diminuição na tensão máxima admissível antes da falha do corpo de prova – pois devido á orientação perpendicular do reforço às cargas trativas agindo sobre o CP, as tensões agem primariamente sobre a matriz, menos resistente, o que leva à falha prematura do material.

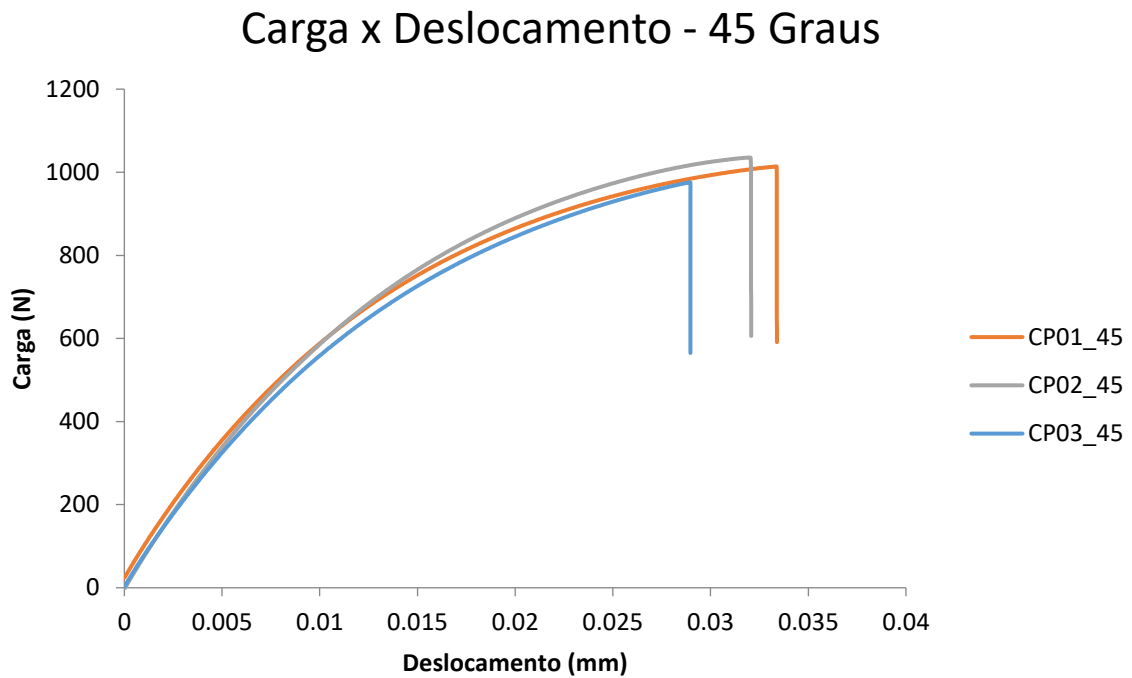
Uma melhor análise e exposição da metodologia utilizada para cada orientação de fibras estudada, assim como um relato dos ensaios realizados em cada caso será feito nos tópicos a seguir.

### 4.3 – Reforço Orientado à 45°

Com base nos resultados obtidos durante os ensaios, foram elaboradas as curvas Tensão x Deformação (Figura 35) e Carga x Deslocamento (Figura 36) para cada corpo de prova com as fibras orientadas a 45° da força exercida.



**Figura 35** Tensão x Deformação nos ensaios realizados com orientação de fibras de 45°



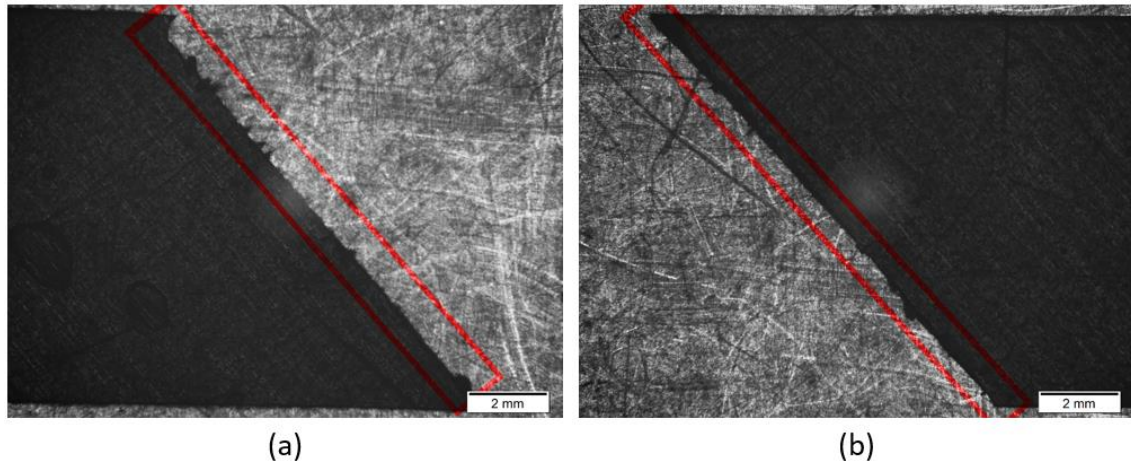
**Figura 36** Carga x Deslocamento nos ensaios realizados com orientação de fibras de 45°

Durante os ensaios realizados, todos os três corpos de prova ensaiados falharam de forma similar, rompendo em um ângulo de 45° (paralelo à orientação de suas fibras) e dividindo o CP em duas partes distintas (Figura 37).



**Figura 37** CP01 com orientação de 45°, após término do ensaio.

Com o auxílio de um microscópio óptico foram obtidas imagens, com ampliação 12,5X, da área onde ocorreu a fratura em um dos corpos de prova ensaiados. A Figura 38 representa as duas extremidades do CP03 com orientação de 45°.

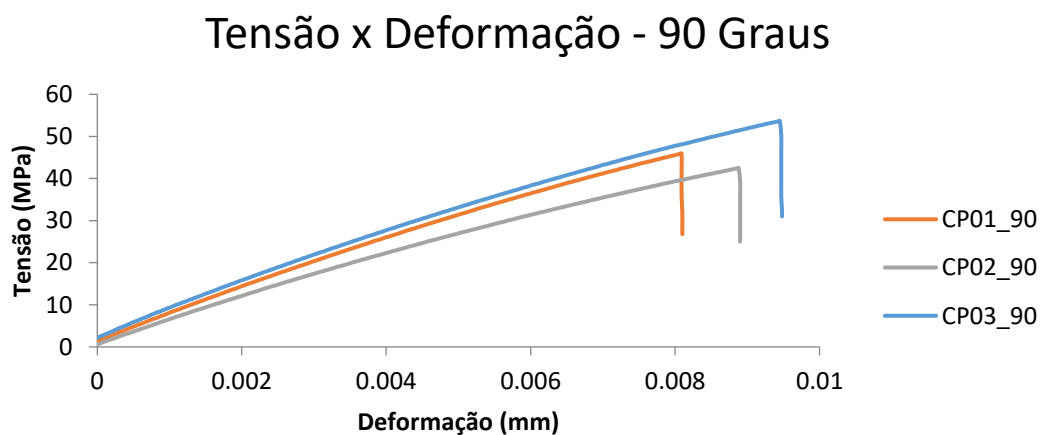


**Figura 38** CP03 a 45°, dividido em duas partes (a) e (b), com a área da fratura em destaque.

Nas áreas em destaque é possível notar o rompimento das fibras – alguns fios podem ser observados saindo do corpo de prova, devido ao seu rompimento no momento da falha catastrófica. O rompimento das fibras, juntamente com a matriz, é esperado na orientação de 45°, onde ambos os elementos contribuem para a resistência do material, sendo ambos submetidos a esforços trativos durante o ensaio.

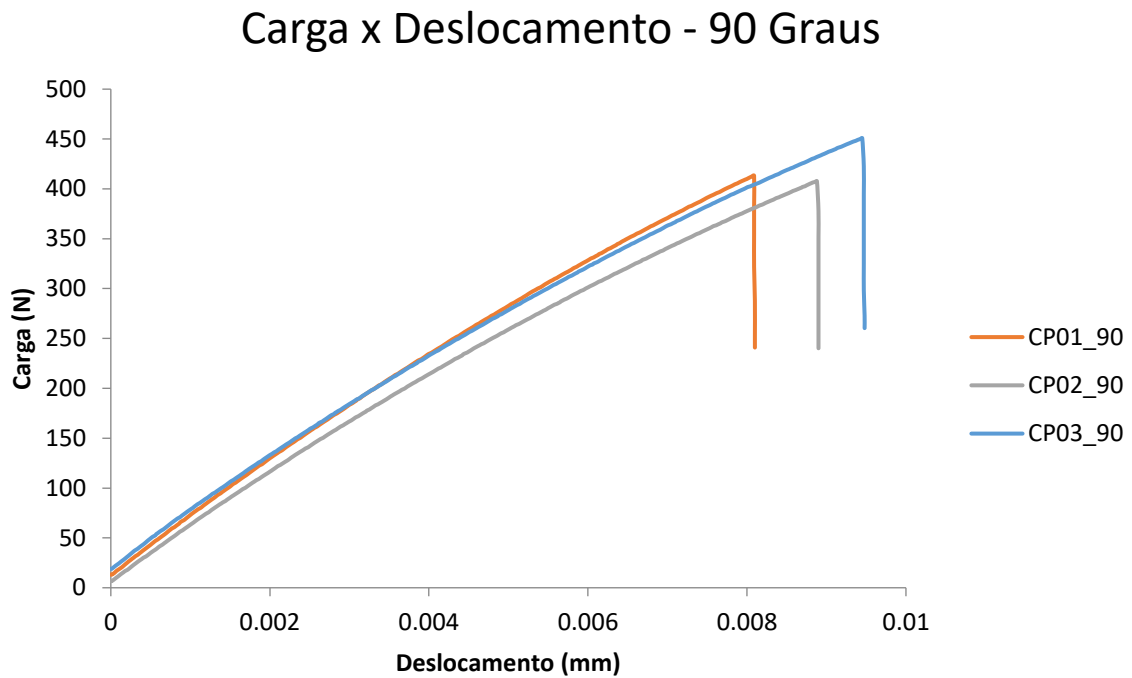
#### 4.4 – Reforço Orientado à 90°

Com base nos resultados obtidos durante os ensaios, foram elaboradas as curvas Tensão x Deformação (Figura 39) e Carga x Deslocamento (Figura 40) para cada corpo de prova com as fibras orientadas a 90° da força exercida.



**Figura 39** Tensão x Deformação nos ensaios realizados com orientação de fibras de 90°





**Figura 40** Carga x Deslocamento nos ensaios realizados com orientação de fibras de 90°

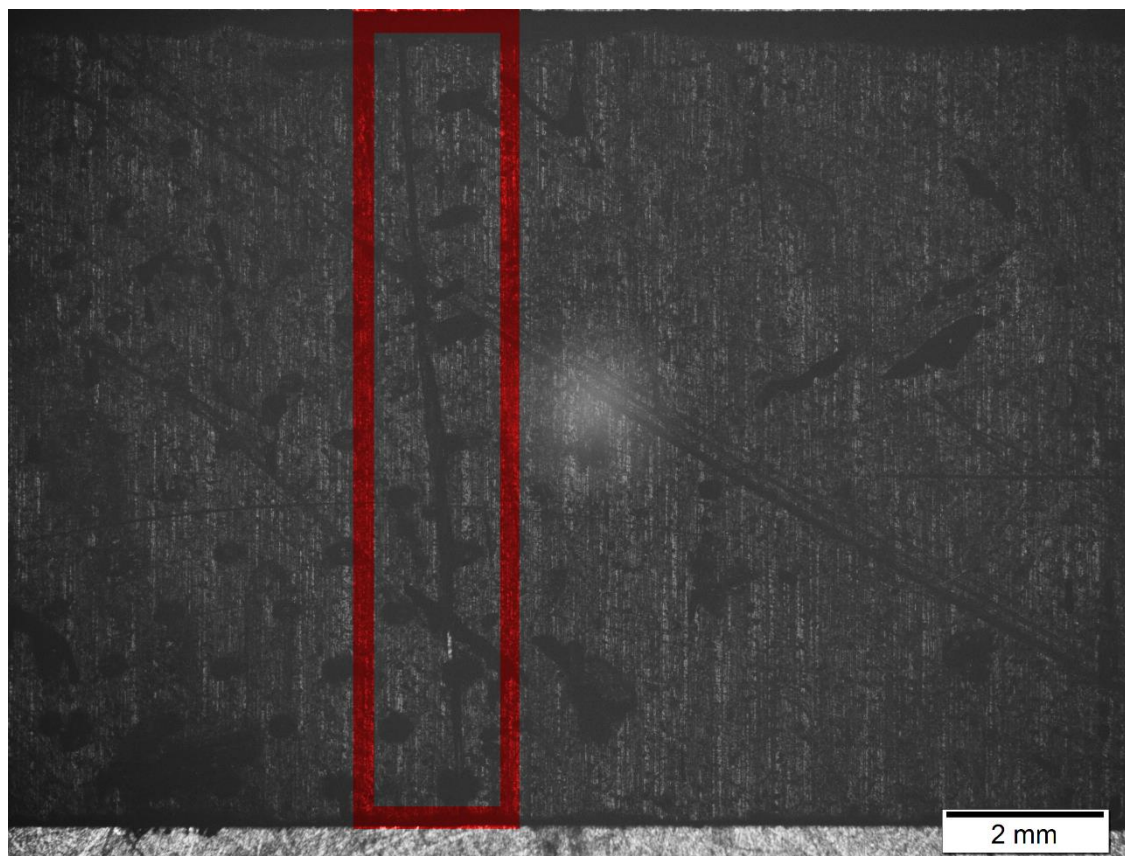
Durante os ensaios realizados, todos os três corpos de prova ensaiados falharam de forma similar, rompendo em um ângulo de 90° (transversal à orientação de suas fibras), sem que houvesse a separação do corpo de prova (Figura 41).



**Figura 41** CP02 com orientação de 90°, após término do ensaio

De forma análoga à análise realizada para os corpos de prova com orientação de 45°, o CP03 com orientação de 90° foi analisado com um microscópio óptico de modo a obter uma ampliação de 12,5X da área onde ocorreu a falha.

Embora a análise a olho nu do corpo de prova mostre fibras brancas na área da fratura – que são parte da linha utilizada para manter as fibras de carbono juntas na manta de reforço – as mesmas não apareceram na imagem ampliada, que pode ser observada na Figura 42.



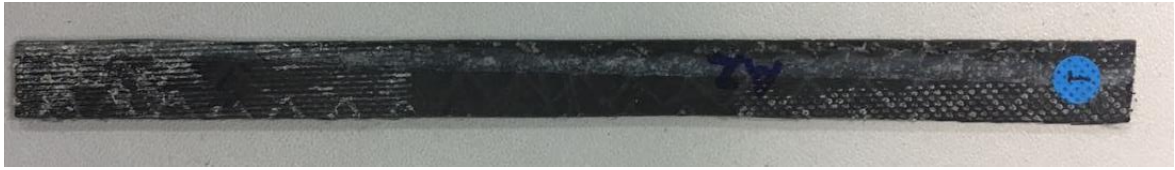
**Figura 42** CP03 a 90°, com a área da fratura em destaque

Na área em destaque é possível observar o rompimento da matriz, embora não tenha havido a separação do corpo de prova como ocorreu com os CPs orientados a 45°. A falha ocorreu de forma esperada, concentrando a falha na matriz e causando a separação entre as fibras.

#### **4.5 –Reforço Orientado à 0°**

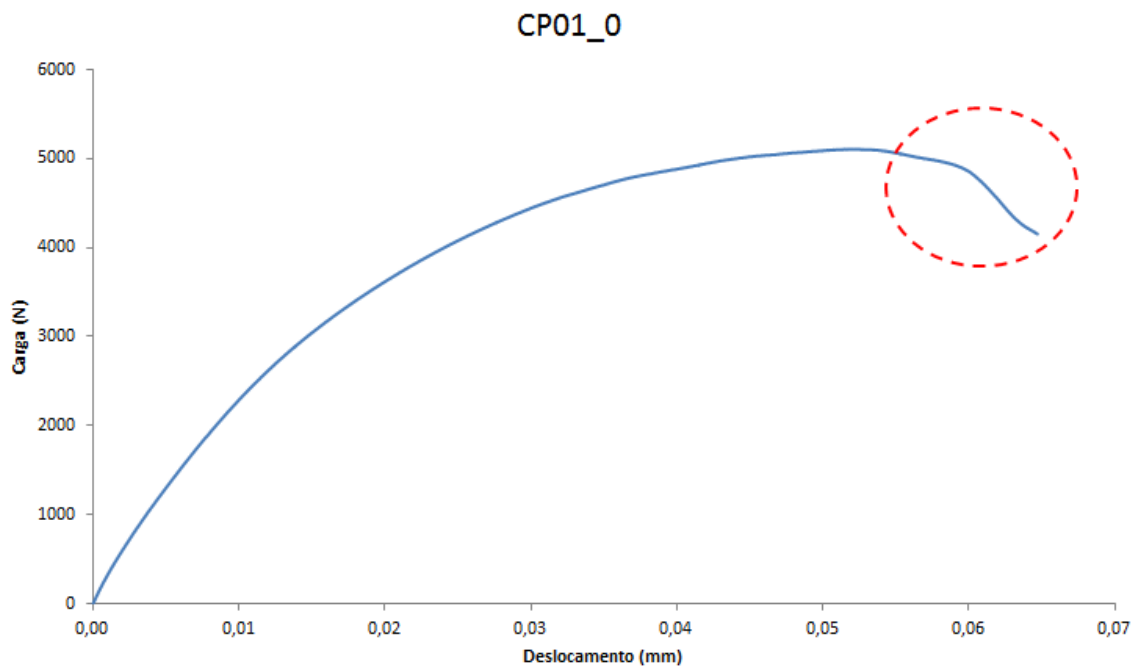
Os corpos de prova com fibras orientadas a 0° (paralelas à força exercida pela máquina) serão aqui tratados de forma mais extensa, uma vez que o procedimento utilizado para os corpos de prova com orientações de 45° e 90° não foi aplicável de maneira satisfatória à orientação de 0°.

O primeiro ensaio realizado, utilizando os mesmos parâmetros aplicados às orientações anteriores – corpos de prova retangulares e sem *tabs*, com velocidade de 0,5mm/min e sem auxílio na fixação do CP na máquina – foi interrompido prematuramente pelo deslizamento do corpo de prova na garra, como pode ser observado na Figura 43.



**Figura 43** CP01 com orientação de  $0^\circ$ , após término do ensaio

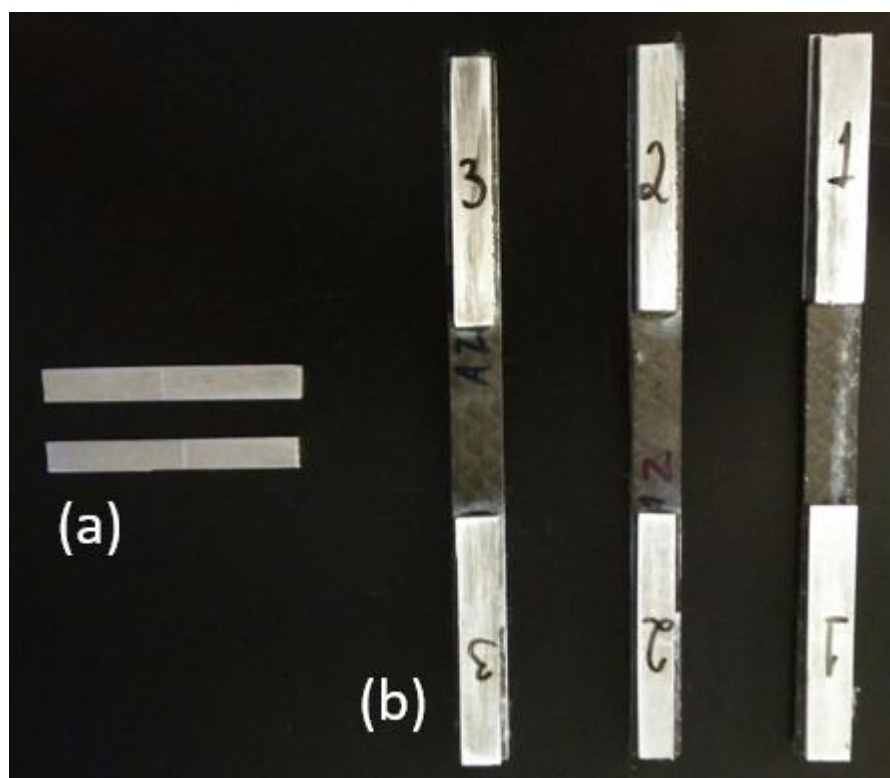
Na curva carga x deformação do ensaio realizado (Figura 44) é possível observar o deslizamento do corpo de prova ao final do ensaio, assinalado pela área em destaque. O deslizamento é observado como um aparente alívio na carga imposta ao corpo de prova. O deslizamento pode também ser observado na Figura 43 onde é possível notar arranhões longitudinais nas extremidades do CP onde a garra de fixação deslizou sobre a superfície do mesmo.



**Figura 44** Carga x Deslocamento no ensaio realizado com orientação de fibras de  $0^\circ$ , com região de deslizamento em destaque

Devido ao deslizamento observado, foram utilizados *tabs* para a fixação dos corpos de prova na máquina de ensaio. Os *tabs* foram confeccionados a partir de uma chapa de alumínio, utilizando a serra de fita do Laboratório de Usinagem do CEFET/RJ (LABUS).

Os *tabs* foram fixados às extremidades de cada corpo de prova, com a numeração anterior sendo mantida e escrita em cada *tab* para conservar a rastreabilidade dos ensaios e seus resultados (Figura 45).



**Figura 45** (a) *Tags* de alumínio utilizadas na fixação dos corpos de prova (b) corpos de prova com seus *tags* fixados e identificados

Inicialmente os *tags* foram fixados utilizando material adesivo a base de cianoacrilato, mas mesmo a alta resistência da cola não suportou as altas tensões durante o ensaio, ocorrendo o descolamento dos *tags* e subsequente deslizamento do corpo de prova na garra de fixação.

Os *tags* foram removidos dos corpos de prova, as superfícies cobertas de cola foram lixadas e os *tags* foram fixados novamente, desta vez utilizando resina própria para compósitos – a mesma resina utilizada na confecção da placa de material.

Foi novamente realizado ensaio, ainda com o CP01 – uma vez que o mesmo já havia sofrido deslizamento. Sendo assim caso houvesse novo deslizamento ou a falha do CP por outra razão, os outros dois corpos de prova permaneceriam intactos para novas tentativas e mudanças de metodologia no ensaio.

Durante a terceira tentativa do ensaio com fibras orientadas a  $0^\circ$  ocorreu novamente o deslizamento do corpo de prova na garra de fixação. Porém, após analisar as extremidades foi observado que a falha não havia ocorrido por parte do material compósito, e sim no alumínio utilizado nos *tabs* (Figura 46).



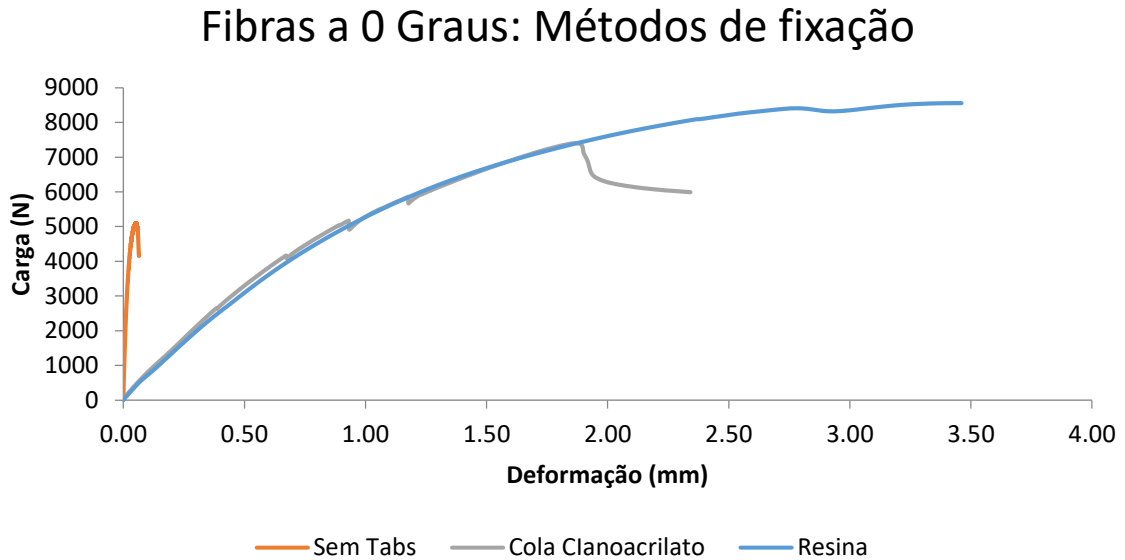
**Figura 46** Extremidade do CP01 com orientação de fibra a  $0^\circ$ , mostrando o deslizamento do corpo de prova e a falha nos *tabs*

Como pode ser observado na Figura 46, o deslizamento ocorreu na superfície dos *tabs*, que falharam antes que o material compósito pudesse atingir sua carga máxima. Após a remoção do CP da máquina os *tabs* também se descolaram com facilidade, levantando a hipótese que talvez a resina também houvesse contribuído para a falha e deslizamento prematuros.

Um gráfico comparativo dos resultados obtidos com cada método de fixação adotado pode ser observado na **Erro! Fonte de referência não encontrada.** É possível notar que o escorregamento com o uso de cola de cianoacrilato gerou “picos” no gráfico conforme os *tabs* se descolavam do CP, enquanto os *tabs* fixados com resina descolaram mais lentamente e após tempo considerável - quando comparado com os métodos de fixação anteriores.

Embora os três ensaios tenham apresentado deslizamento, o método de fixação por resina foi o que resistiu por mais tempo antes que houvesse descolamento, sendo o mais

próximo das propriedades reais do material – e tendo chegado mais próximo dos limites da célula de carga utilizada, de 10kN.



**Figura 47** Ensaios de tração realizados com o CP1 e utilizando diversos métodos de fixação

Uma vez que não foram obtidos resultados satisfatórios para a caracterização do material através dos métodos utilizados, foram propostas abordagens alternativas para o ensaio a fim de obter as propriedades do material a 0°.

São elas:

I. Ensaio das fibras separadamente

Uma vez que a 0° é esperada que a falha fosse primariamente por parte do reforço do material, torna-se possível então extrapolar as propriedades das fibras como sendo as mesmas do material compósito (ver **2.5.1.1 – Caso I**).

II. Usinagem dos corpos de prova existentes

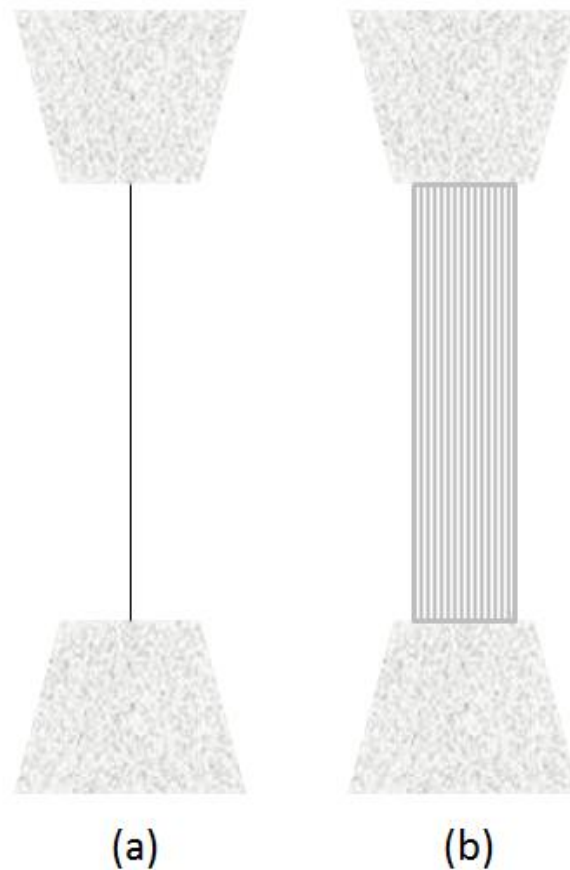
Os corpos de prova existentes foram usinados a fim de que tomassem uma nova geometria, visando facilitar a falha durante o ensaio. A geometria adotada foi a mesma utilizada para ensaios de tração em materiais metálicos convencionais (*dogbone*).

As modificações adotadas serão exploradas individualmente nos tópicos a seguir, assim como os resultados obtidos.

#### 4.5.1 – Ensaio de Tração das Fibras de Carbono Unidirecional

Além das dificuldades encontradas com a fixação dos corpos de prova na máquina disponível para ensaio, as limitações impostas pela célula de carga disponível (10kN) tornam difícil a realização de um ensaio até a ruptura de um corpo de prova quando a força exercida se encontra paralela à orientação das fibras. Visando caracterizar de alguma forma a resistência mecânica do material quando nesta orientação, foi proposto o ensaio das fibras separadamente – uma vez que a falha esperada seria quase inteiramente por parte das fibras.

As fibras foram ensaiadas segundo a norma ASTM C1557, utilizando dois arranjos de fibras como corpo de prova (Figura 48).



**Figura 48** Corpos de prova utilizados para o ensaio das fibras de carbono unidirecionais

- a) Fibra única fixada entre dois *tabs* de fita adesiva (tipo *silver tape*), com 300mm de comprimento.

Embora em teoria o fio a ser ensaiado devesse ser composto por apenas um único fio da manta de reforço utilizada, a difícil separação das fibras a olho nu e sem demais recursos impossibilitou o isolamento de um único fio. Porém, a amostra selecionada foi suficientemente fina para produzir resultados satisfatórios.

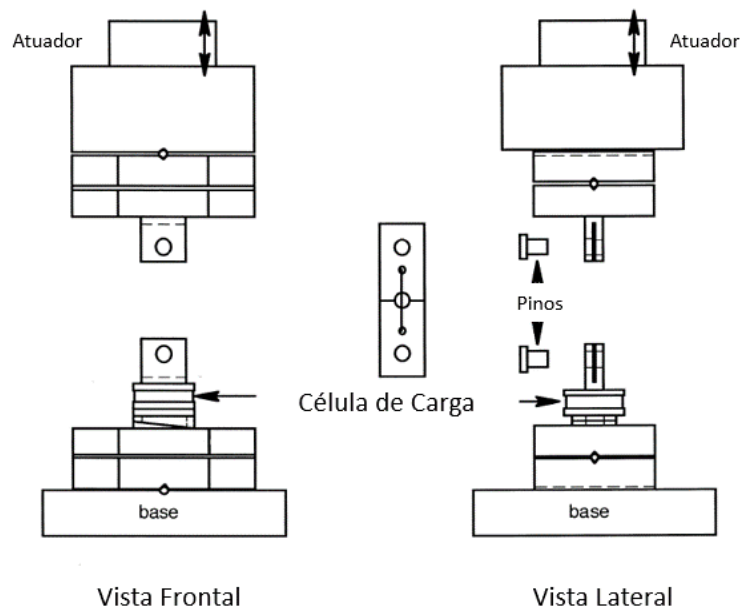
b) Seção da manta de reforço com dimensões aproximadas das de uma única camada do material composto

De forma análoga ao corpo de prova de fio único, este CP foi composto por uma seção da manta de carbono unidirecional com aproximadamente 300mm de comprimento, e 10mm de largura (largura nominal dos corpos de prova utilizados nos demais ensaios de tração).

Os métodos utilizados e resultados obtidos com ambos os ensaios de fibras serão abordados nos tópicos a seguir.

#### 4.5.1.1 – Ensaio de Tração das Fibras: Fio Único

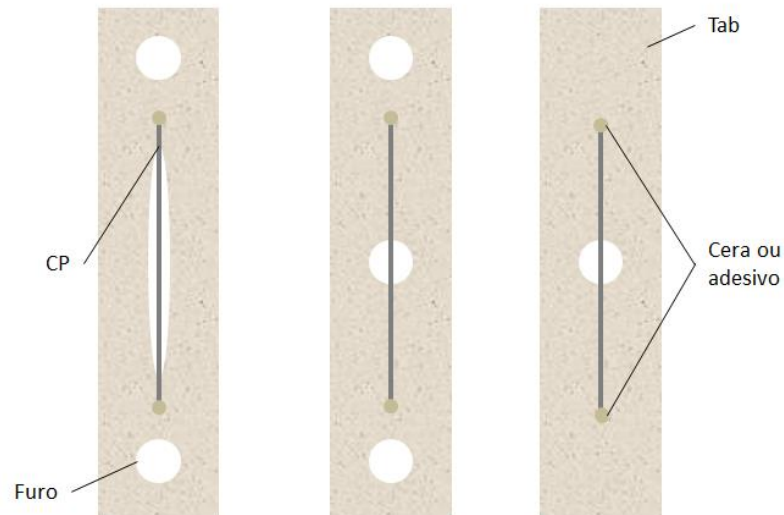
De acordo com a ASTM C1557, para o ensaio de tração de uma fibra é necessário o isolamento de um único fio do reforço a ser ensaiado. Na falta de uma garra própria para o ensaio de fibras, *tabs* podem ser criados de modo a fixar o corpo de prova de maneira satisfatória na máquina de ensaio [11]. O arranjo sugerido pela norma pode ser observado na Figura 49.



**Figura 49** Arranjo sugerido para a ASTM C1557 para o uso de *tabs* de fixação para o corpo de prova [11], modificada

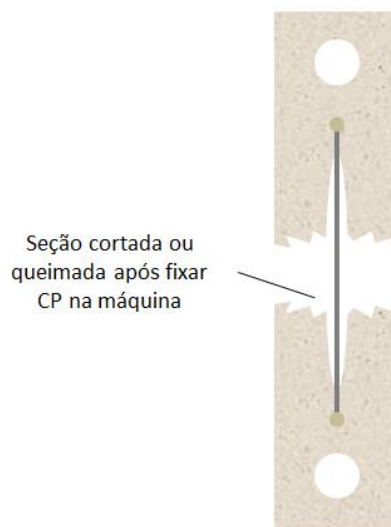


Os *tabs* podem ser de diversos materiais e arranjos (Figura 50), desde que o material selecionado seja capaz de fixar a fibra de modo satisfatório, sem que haja o deslizamento da mesma durante o ensaio.



**Figura 50** Designs sugeridos pela norma para os *tabs* de fixação do corpo de prova [11], modificada

Posteriormente o *tab* deve ser queimado ou cortado de modo que sua estrutura seja descontínua (Figura 51). Essa prática evita que a resistência do material escolhido para a confecção do *tab* interfira nos resultados obtidos - a resistência dos *tabs* irá impedir que a fibra se rompa ao atingir seu limite de resistência.



**Figura 51** *Tab* de fixação após ser queimado [11], modificada

Uma vez obtidos os dados dos ensaios, as propriedades do material podem ser determinadas através das fórmulas a seguir [11] [23], similares às utilizadas para a orientação de  $0^\circ$  (uma vez que a força exercida pela máquina de ensaio vai se propagar com comportamento similar em uma fibra com a mesma orientação).

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

Onde:

$\sigma$ : Tensão no fio [Pa]

$F$ : Carga máxima durante o ensaio [N]

$A$ : Área da seção transversal do fio [ $m^2$ ]

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l_0}$$

Onde:

$\varepsilon$ : Deformação

$\Delta l$ : Deslocamento das garras durante o ensaio [m]

$l_0$ : Comprimento do corpo de prova entre as garras [m]

Para a determinação do módulo de Young pode-se combinar as duas fórmulas anteriores, de modo que:

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l_0} = \frac{\sigma}{E} = \frac{F}{EA}$$

Onde:

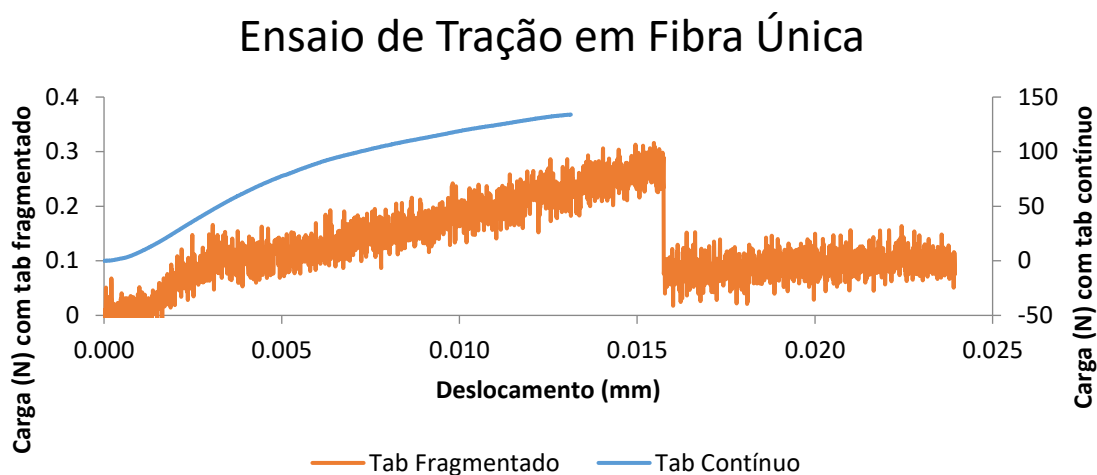
$E$ : Módulo de elasticidade (módulo de Young) do material [Pa]

De modo a mostrar que o *tab* de papel contínuo (não fragmentado) de fato causa interferência nos resultados obtidos (e também para tornar visível a fibra montada na máquina para registro neste estudo) o ensaio de fibra única foi feito duas vezes: com e sem o corte da aba de papel.

Uma vez que a fibra foi fixada com comprimento igual ao de uma folha de papel A4 convencional (297mm), e 100mm de seu comprimento encontra-se dentro das garras de

fixação (com área de 50x50mm cada uma), o comprimento efetivo  $l_0$  será assumido como 197mm para os cálculos a seguir, aplicando-se a todos os testes desenvolvidos em fibras.

Os resultados obtidos podem ser observados na Figura 52.



**Figura 52** Resultados comparativos do ensaio de tração com fibra única, com e sem o corte do *tab* de papel antes do início do ensaio

Como pode ser observado, a carga máxima durante o ensaio com o *tab* inteiro ( $\approx 134\text{N}$ ) é significativamente maior do que a carga máxima atingida quando apenas os fios foram tracionados, com o corte prévio do *tab* de papel ( $\approx 0,32\text{N}$ ). É possível assumir que a curva do ensaio com o *tab* contínuo representa, na realidade, a resistência à tração do papel, com influência desprezível das fibras coladas a ele.

Alguns fatores tornam os resultados obtidos difíceis de analisar de modo confiável para obter as propriedades do material:

I. Dificuldade de isolar apenas uma única fibra para a realização do ensaio:

Uma vez que as fibras são finas e difíceis de visualizar a olho nu, seu manuseio se torna excessivamente complicado, e isolar apenas uma fibra se torna uma tarefa trabalhosa e com pouco sucesso. Como é possível observar na Figura 52, a presença de uma queda brusca e depois o início de uma nova curva mostra que, na verdade, a amostra ensaiada possuía mais de um fio, com o rompimento de parte do conjunto sinalizando a queda abrupta na carga exercida.

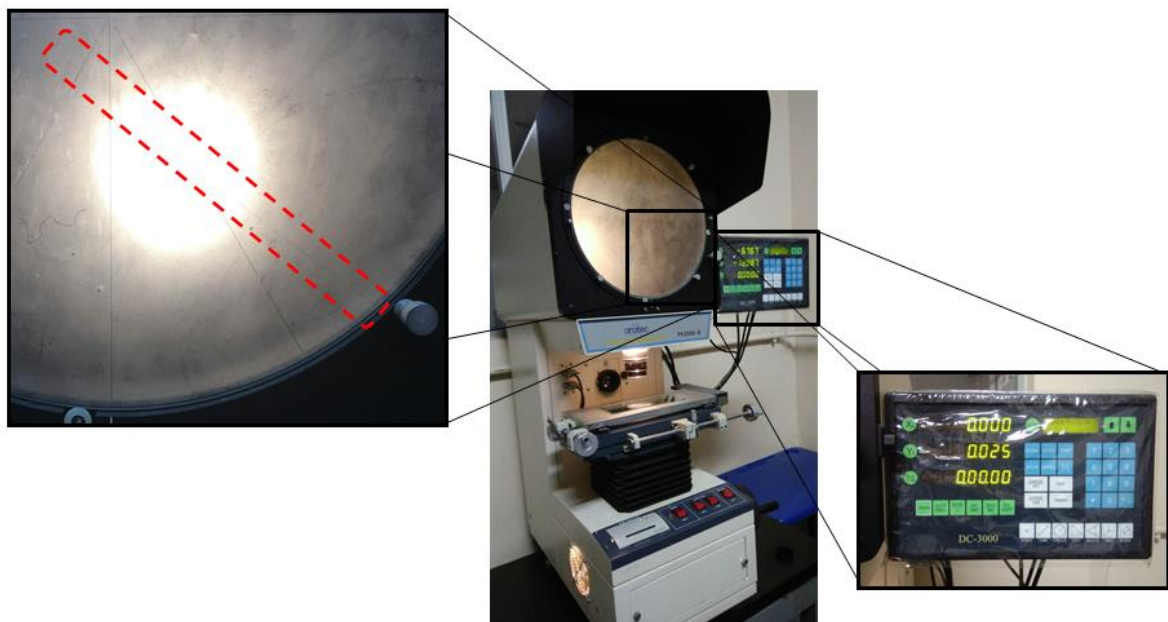
II. Baixa resolução na máquina de ensaio para detectar deslocamentos e cargas pequenos:

A grande interferência observada na Figura 52 se deve, em parte, pelo uso de uma célula de carga incompatível com as forças desejadas para a realização do ensaio. Embora o recomendado seja o uso de uma célula de carga de 5kN [11] para a realização de um ensaio em fibras, a célula instalada na máquina no momento do ensaio era de 10KN.

### III. Dificuldade na obtenção das propriedades de um único fio:

Além da dificuldade em isolar um único fio para a realização do ensaio, os dados fornecidos pelo fornecedor (ver **ANEXO II: Propriedades da Fibra de Carbono UC300**) não incluem a espessura esperada de uma única fibra. Deste modo, seria necessária a análise de uma fibra em um microscópio de modo a dimensionar sua seção transversal.

Um único fio foi analisado em um projetor de perfil a fim de determinar sua espessura para o cálculo de suas propriedades (Figura 53), mas constatou-se que a amostra utilizada – que se acreditava conter apenas um fio – na verdade era um feixe com inúmeros fios de reforço.



**Figura 53** Projetor de perfil. Em destaque: fio de carbono na tela do projetor de perfil e medida de sua espessura (0,025mm) segundo a máquina utilizada

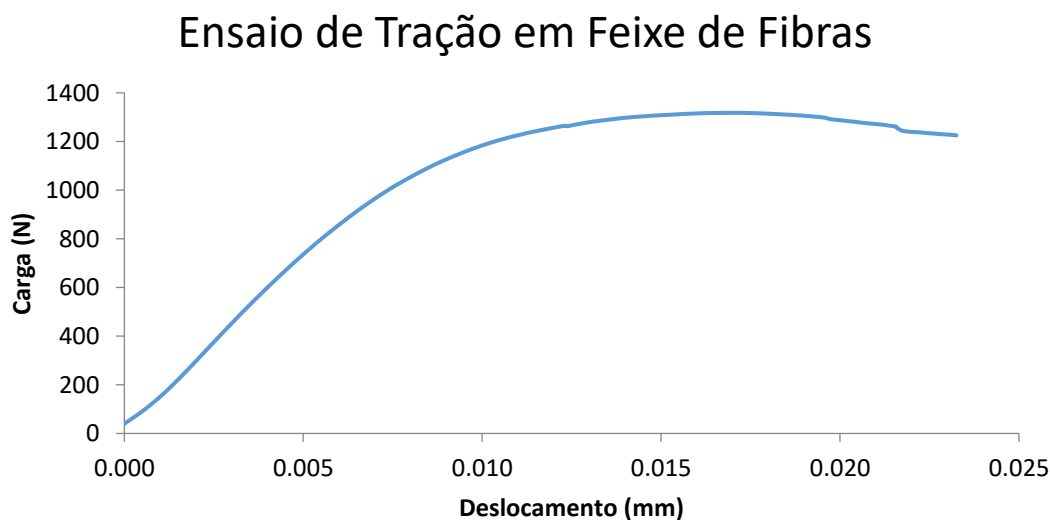
Uma vez que uma análise satisfatória dos resultados obtidos com o ensaio de fibra única não foi possível, novos ensaios foram realizados utilizando um feixe de fibras, conforme será abordado nos tópicos a seguir.

#### 4.5.1.2 – Ensaio de Tração das Fibras: Seção da Manta de Reforço

Devido à grande dificuldade de estabelecer a seção transversal de uma única fibra, assim como de isolar com sucesso um único fio para a realização do ensaio, foram realizados novos ensaios, utilizando uma seção da manta de reforço como corpo de prova.

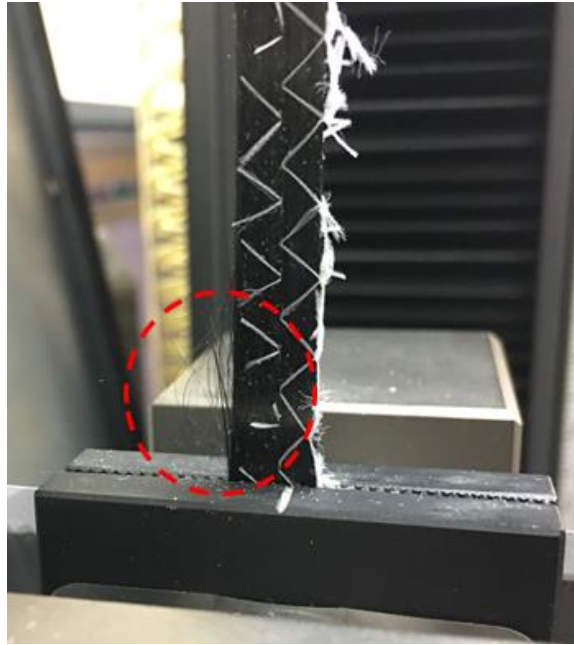
Do mesmo modo que nos ensaios de fibras anteriores, o comprimento efetivo  $l_0$  será assumido como 197mm para os cálculos a seguir, aplicando-se a todos os testes desenvolvidos em fibras. Todas as fórmulas relativas ao ensaio de um único fio também são assumidas como aplicáveis para um feixe de fibras unidirecionais, e serão utilizados aqui de forma análoga.

Os ensaios realizados com uma seção da manta de reforço também foram realizados com e sem a fragmentação do papel onde a mesma estava fixada. Como a influência do papel foi desprezível nos resultados obtidos, será exibido apenas o gráfico referente ao segundo ensaio - com *tab* fragmentado - por possuir o resultado desejável sem interferências, ainda que mínimas (Figura 54).



**Figura 54** Ensaio de tração em seção da manta de reforço, com *tab* fragmentado

O segmento final da curva, inicialmente interpretado como o deslizamento do corpo de prova na garra, mostra o início da falha no corpo de prova – através do rompimento gradual das fibras (Figura 55 – em destaque).



**Figura 55** Início da ruptura das fibras de reforço durante o ensaio de tração

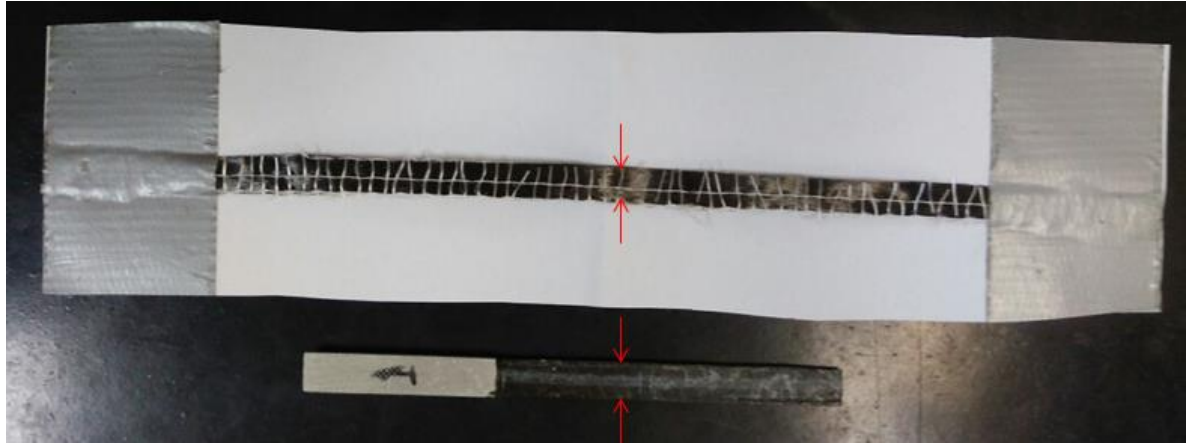
A seção onde ocorreu a ruptura de fibras de modo mais significativo foi analisada em um projetor de perfil (Figura 56) a fim de melhor entender o mecanismo de falha e o comportamento do material durante o ensaio.



**Figura 56** Área de ruptura de fibras no CP utilizado, analisada em um projetor de perfil

Ao contrário dos testes previamente realizados com uma única fibra como corpo de prova, a espessura da manta de reforço foi fornecida pelo fabricante (ver **ANEXO II: Propriedades da Fibra de Carbono UC300**), de modo que se pode obter facilmente a seção transversal do corpo de prova.

A largura escolhida foi a mesma dos corpos de prova convencionais utilizados nos outros ensaios (10mm), além de conter pelo menos dois feixes conforme configuração da manta (Figura 57).



**Figura 57** Imagem comparativa entre a largura do CP convencional utilizado e a largura da seção da manta de reforço escolhida para o ensaio

As dimensões e propriedades do corpo de prova e do material podem ser observadas na Tabela 8 e Tabela 9.

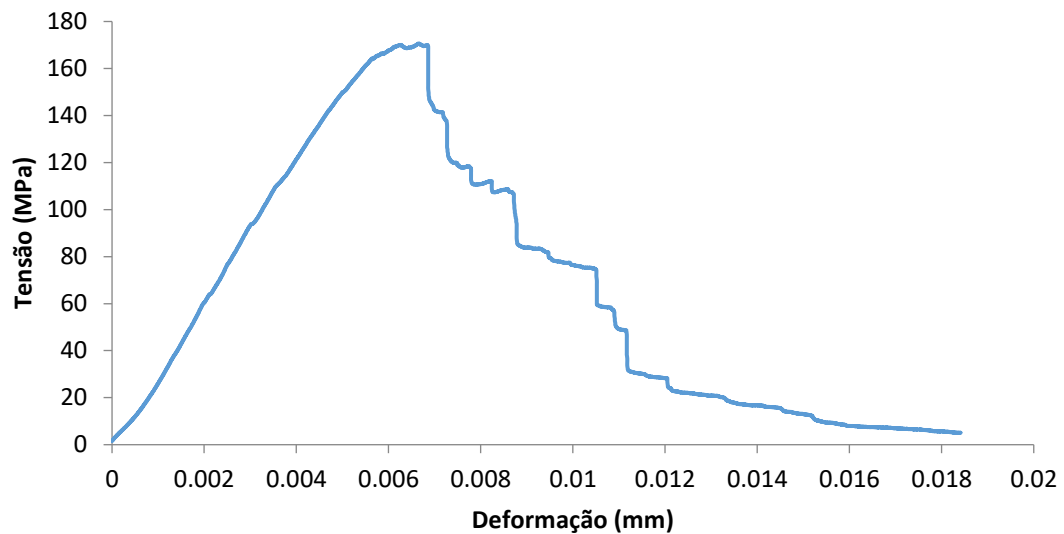
**Tabela 8** Dimensões do corpo de prova utilizado

Espessura (mm)	Largura(mm)	Comprimento (mm)
0,34	10	197

**Tabela 9** Propriedades da fibra de carbono unidirecional obtidas após ensaio

Carga Máxima (N)	Deslocamento (mm)	Tensão (MPa)
1318,25	0,017095	387,72

Um segundo teste foi realizado, desta vez utilizando uma seção transversal 50% menor que a anterior, a fim de que houvesse o rompimento total da amostra. O gráfico encontrado após a realização do ensaio pode ser observado na Figura 58.



**Figura 58** Gráfico Tensão x Deformação do segundo ensaio realizado com seção de manta de reforço como amostra

Como se pode observar, não houve ruptura total do corpo de prova utilizado, ocorrendo a ruptura das fibras ao longo do tempo e gradualmente diminuindo sua resistência à tração – representado pelo decline em degraus na Figura 58.

#### 4.5.2 – Usinagem dos Corpos de Prova

Uma vez que os métodos de fixação utilizados não foram suficientes para evitar o deslizamento do corpo de prova com fibras orientadas a  $0^\circ$  durante o todo o tempo do ensaio, foi proposta a usinagem dos corpos de prova para facilitar o desenvolvimento dos ensaios de caracterização do material.

Foi adotada a geometria comumente associada a corpos de prova de materiais metálicos para ensaios de tração, com uma região de diâmetro menor e duas extremidades de maior diâmetro de modo a facilitar a fixação ao mesmo tempo em que concentrando as tensões na região de menor seção transversal.

Para a usinagem dos corpos de prova foram propostos os seguintes parâmetros de usinagem:

Velocidade de corte: 30 *m/s*

Profundidade por passe: 0,2 *mm/passe*



A rotação desejada para a fresadora foi obtida utilizando a fórmula básica

$$v = \frac{\pi dn}{1000}$$

Onde:

$v$ : Velocidade de corte

$d$ : Diâmetro da fresa

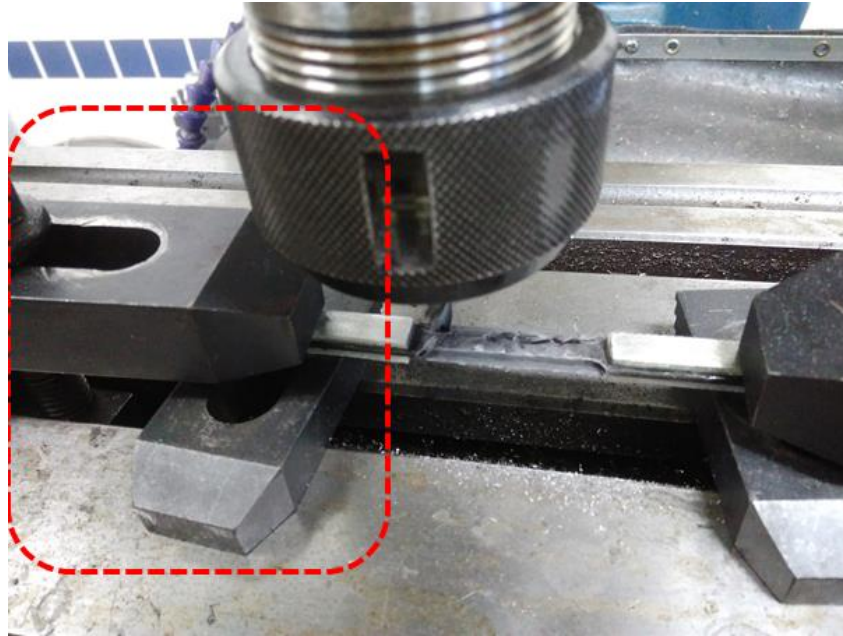
$n$ : Rotação (rpm)

Sendo assim a rotação desejada para a fresadora durante a operação seria de aproximadamente 1590rpm. Porém, devido às limitações da máquina utilizada, a rotação efetivamente utilizada durante a usinagem foi de 1300rpm.

A ferramenta de corte utilizada foi uma fresa de topo de aço rápido, com diâmetro de 6mm. O diâmetro foi escolhido de modo a oferecer um bom raio de concordância no estreitamento do corpo de prova – uma vez que um raio pequeno demais iria criar uma região de grande concentração de tensões, podendo comprometer o ensaio com a ruptura prematura do corpo de prova – assim como devido à sua fácil adequação nos porta-ferramentas disponíveis no laboratório de usinagem (LABUS). A fresa de aço rápido foi selecionada também por ter menor custo, e uma vez que seu pequeno tempo de uso não justificava um investimento de maior valor.

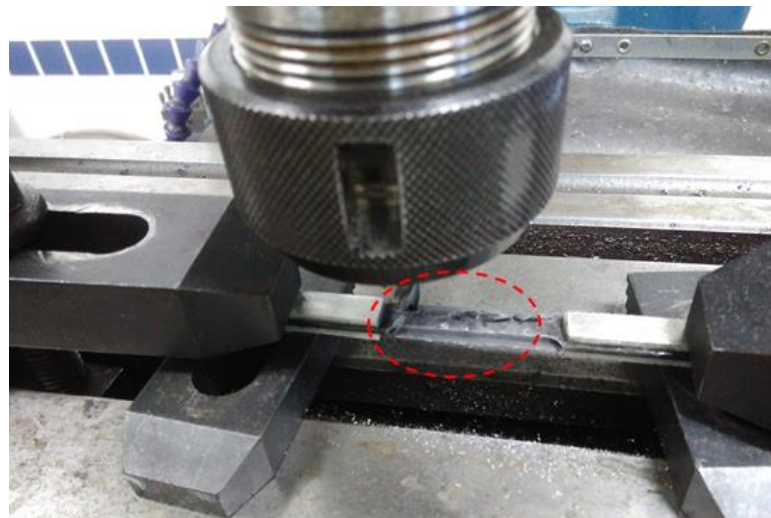
Foram somente usinados os corpos de prova de número 2 e 3. O corpo de prova 1, previamente ensaiado, após ser submetido a subseqüentes ensaios sem sucesso e após ter os tabs colados diversas vezes com adesivos diferentes foi considerado completamente gasto e descartado de ensaios futuros (Figura 46).

Os corpos de prova foram fixados na fresadora através do sistema próprio de fixação fornecido pelo laboratório e compatível com o equipamento utilizado (Figura 59), e a operação de usinagem foi executada por meio de controle manual, utilizando apenas o monitor digital da fresadora para o controle da profundidade de corte.



**Figura 59** Corpo de prova fixado durante usinagem, com mecanismo de fixação em destaque

Não foram encontradas referências na literatura que tratassem do comportamento dos materiais compósitos quando usinados por meios convencionais – o método comumente recomendado para cortes simples é o de cisalhamento através da utilização de uma guilhotina ou máquina similar – gerando um receio de que uma vez que a fresa entrasse em contato com a superfície do material pudesse ocorrer uma ruptura nas fibras, danificando a superfície e a lateral onde ocorreria a usinagem. De fato, durante a usinagem foram observadas fibras se projetando para fora do corpo de prova (Figura 60).

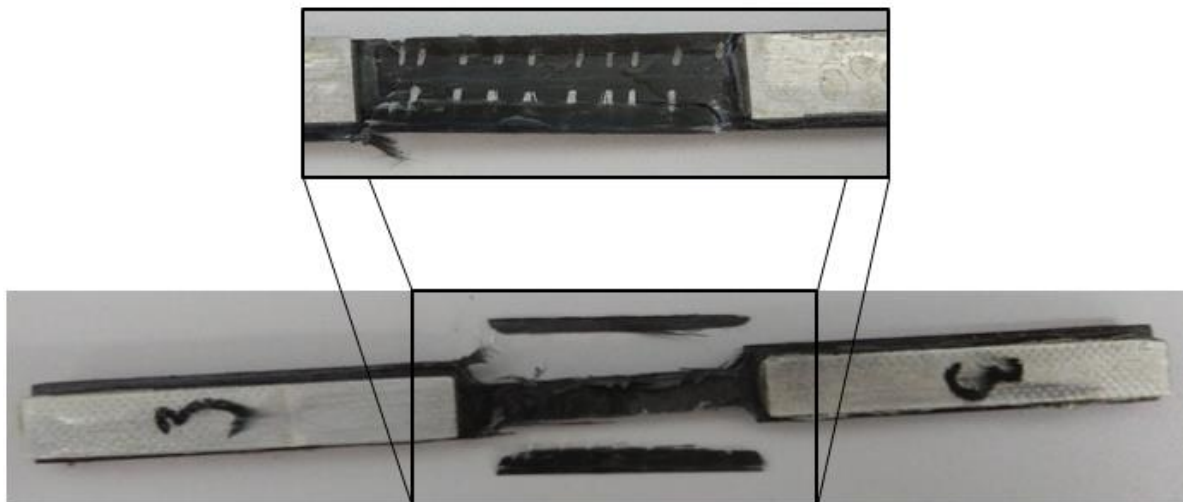


**Figura 60** Projeção de fibras para fora do corpo de prova durante a usinagem

Após a usinagem ainda foram observadas fibras soltas de projetando para fora do material (Figura 61), assim como uma fina camada da lâmina que não se desprende durante a usinagem (Figura 62). A camada foi facilmente destacada manualmente, tendo permanecido presa ao CP pela “costura” branca que pode ser observada na Figura 62, em destaque.



**Figura 61** Corpo de prova após usinagem, com fibras se projetando para fora do material



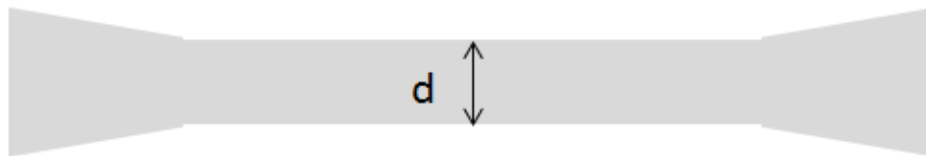
**Figura 62** Camada de material que permaneceu no corpo de prova após usinagem

Os corpos de prova foram posteriormente lixados manualmente de modo a remover as imperfeições, com resultados positivos além dos esperados. Embora a geometria adotada (*dogbone*) seja a mesma para ambos os CPs, foram adotadas larguras finais diferentes para cada um.

Na Tabela 10 são exibidas as medidas de cada corpo de prova, para efeito de comparação.

**Tabela 10** Dimensões dos corpos de prova com orientação das fibras a 0°, após usinagem

Número do CP	d (mm)	t (mm)
1	10	0,9
2	3,6	1,10
3	5,4	0,98



**t: Espessura**

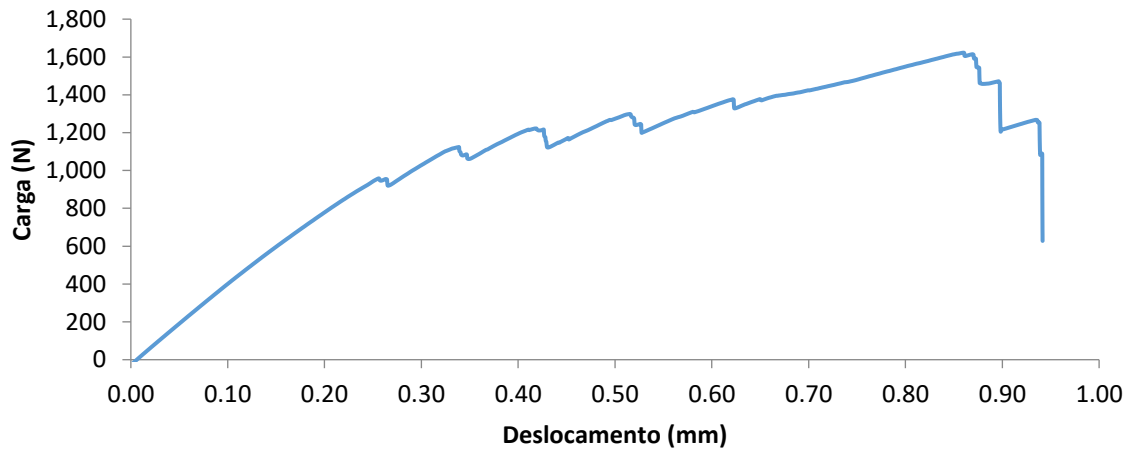
Vale ressaltar que o CP de número 1, previamente ensaiado, não foi usinado.

Ambos os corpos de prova foram ensaiados com a mesma velocidade utilizada para todos os ensaios deste estudo (0,5mm/min), apresentando falha de modos distintos. Os resultados de cada ensaio serão abordados a seguir.

#### **4.5.2.1 – CP02**

O corpo de prova de número 2, com menor seção transversal (Tabela 10), foi ensaiado de forma análoga aos corpos de prova não usinados previamente mencionados. Os resultados obtidos podem ser observados na Figura 63.

## CP02 - Fibras Orientadas à 0 Graus



**Figura 63** Curva Carga x Deslocamento do corpo de prova número 2 com orientação de fibras à 0°

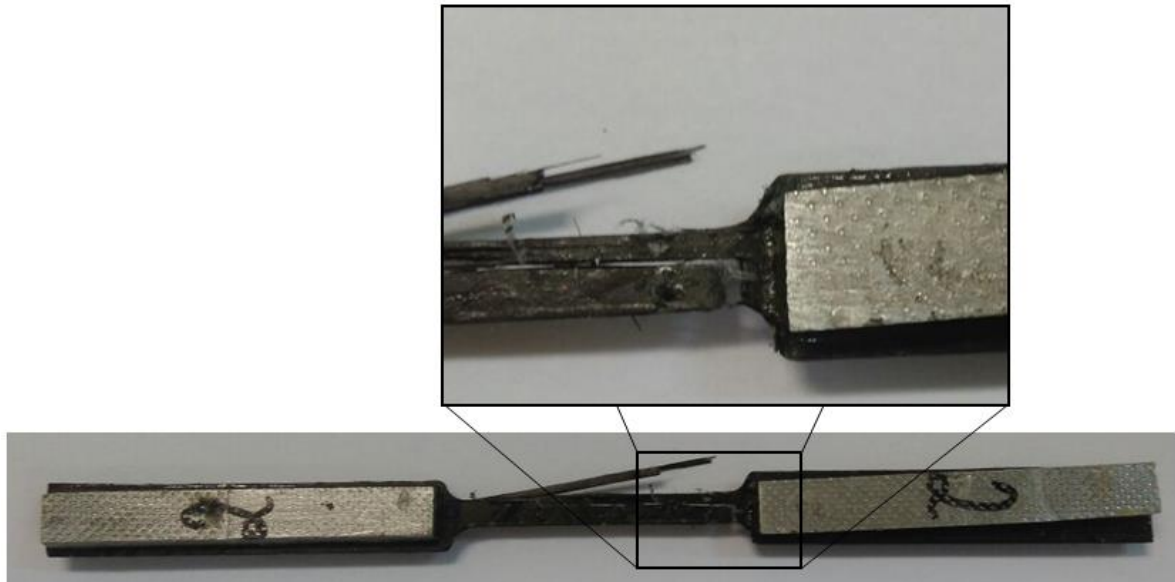
Os picos observados durante todo o ensaio a princípio foram interpretados como deslocamento, fenômeno recorrente nos ensaios previamente conduzidos com a mesma orientação das fibras. Porém, os picos na carga foram acompanhados por estalos audíveis durante o ensaio, sendo que os mesmos caracterizavam o descolamento entre feixes de fibras, e sua subsequente ruptura (Figura 64).

O descolamento inicial entre feixes, mais sutil, não pode ser capturado de modo satisfatório com a câmera disponível no momento do ensaio.



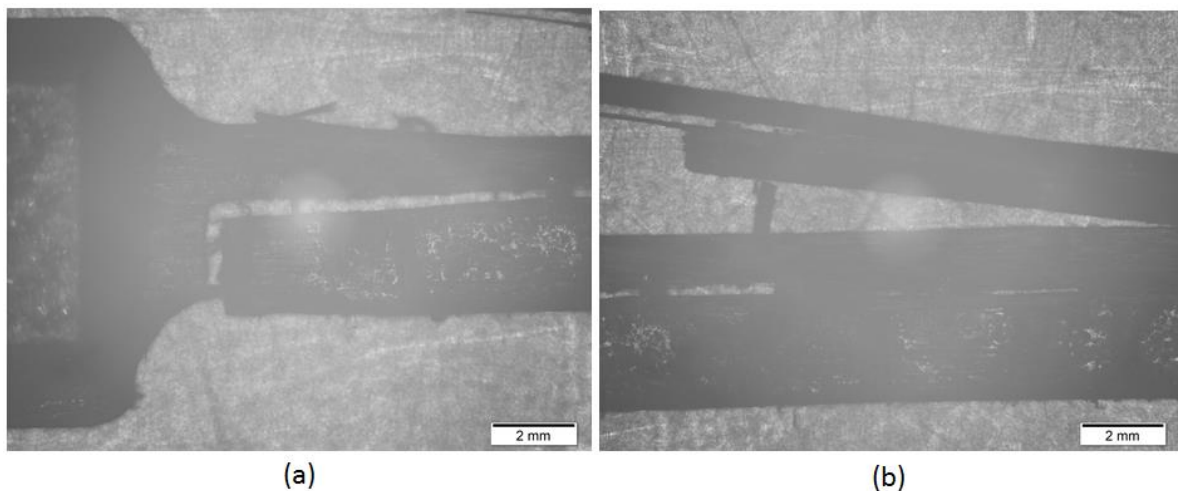
**Figura 64** CP02 durante o ensaio

A falha final ocorreu próxima à região do raio de concordância da usinagem (uma região de concentração de forças), sem que houvesse a separação completa do corpo de prova em duas seções (Figura 65).



**Figura 65** CP02 após ensaio, com região da fratura em destaque

O corpo de prova foi depois analisado com um microscópio óptico (Figura 66), a fim de melhor entender o mecanismo de falha ocorrido.



**Figura 66** Imagens do CP02 em um microscópio óptico. (a) região da fratura, ampliada em 12,5X (b) descolamento entre as fibras, ampliado em 12,5X

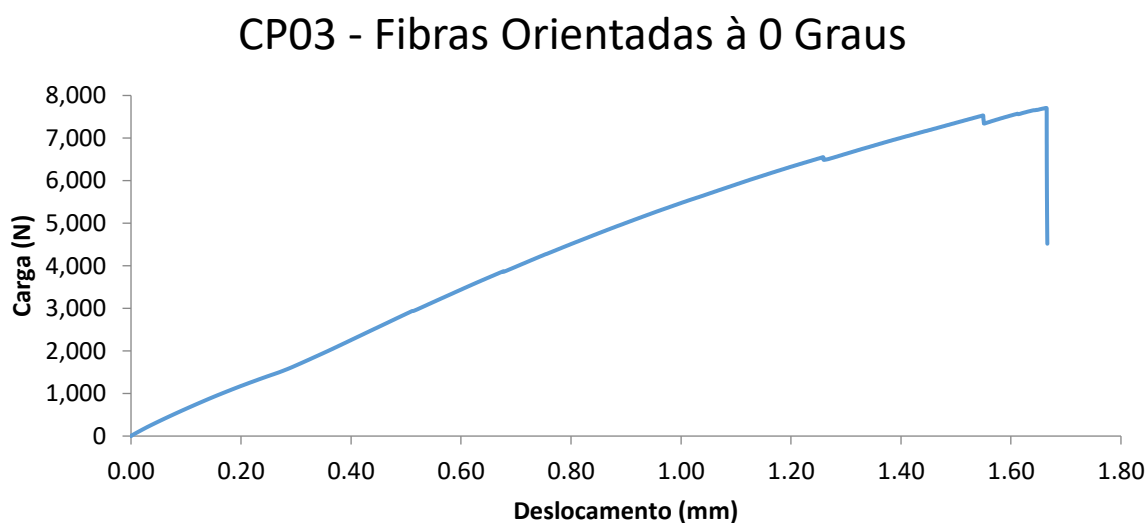
Como pode ser observado, embora haja ruptura de fibras no limite do corpo de prova (a), a falha mais significativa ocorre através do descolamento entre fibras (b). O descolamento

gera uma subsequente concentração de tensões, e conforme as seções descoladas rompem, a carga resultante se distribui por seções cada vez menores, até que haja a falha total do corpo de prova.

Porém, o gráfico com picos de perda de carga dificulta a determinação de forma conclusiva do módulo de elasticidade do material. Sendo assim um último ensaio foi realizado, com o CP de número 3 previamente usinado – a ser mencionado no próximo tópico.

#### 4.5.2.2 – CP03

O corpo de prova de número 3, com seção transversal intermediária (Tabela 10), foi ensaiado de forma análoga aos corpos de prova não usinados previamente mencionados. Os resultados obtidos podem ser observados na Figura 67.

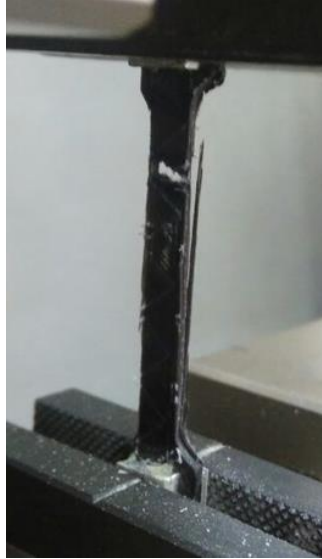


**Figura 67** Curva Carga x Deslocamento do corpo de prova número 3 com orientação de fibras à 0°

Diferente do CP02, que apresentou picos de carga durante o ensaio (Figura 63), o CP03 exibiu um comportamento mais uniforme durante todo o ensaio, próximo ao esperado pela norma [10]. Os pequenos picos - menos drásticos do que os encontrados no ensaio do CP02 – podem ser atribuídos ao início da falha.

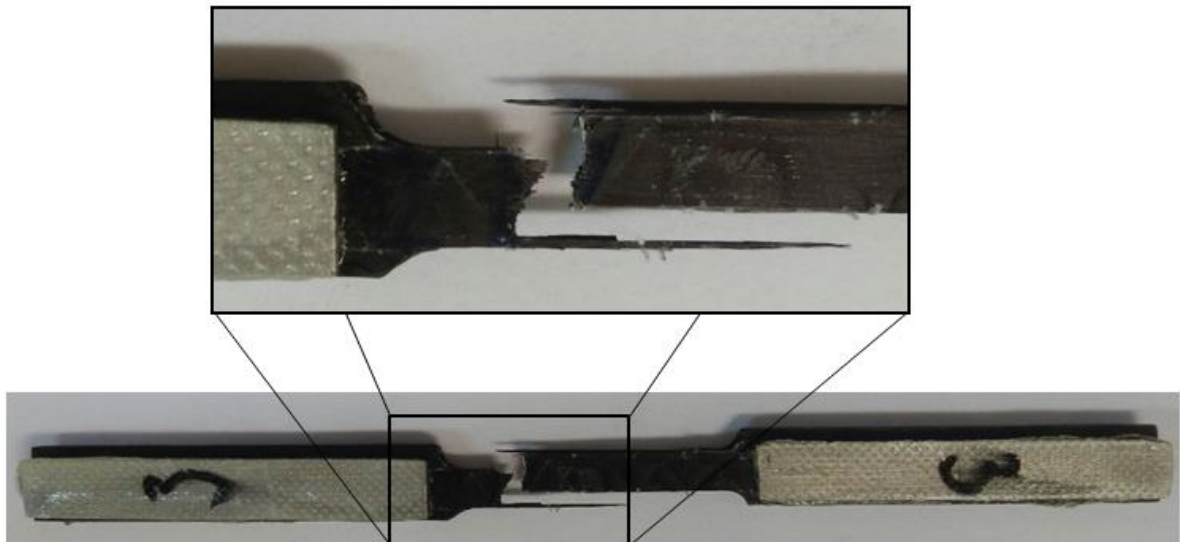
Embora uma seção do corpo de prova tenha se descolado, a falha ocorreu primariamente em uma única fratura (Figura 68) - distante da zona de concentração de tensões

decorrente da usinagem – apresentando o cenário ideal para a determinação das propriedades do material.



**Figura 68** CP03 ao final do ensaio

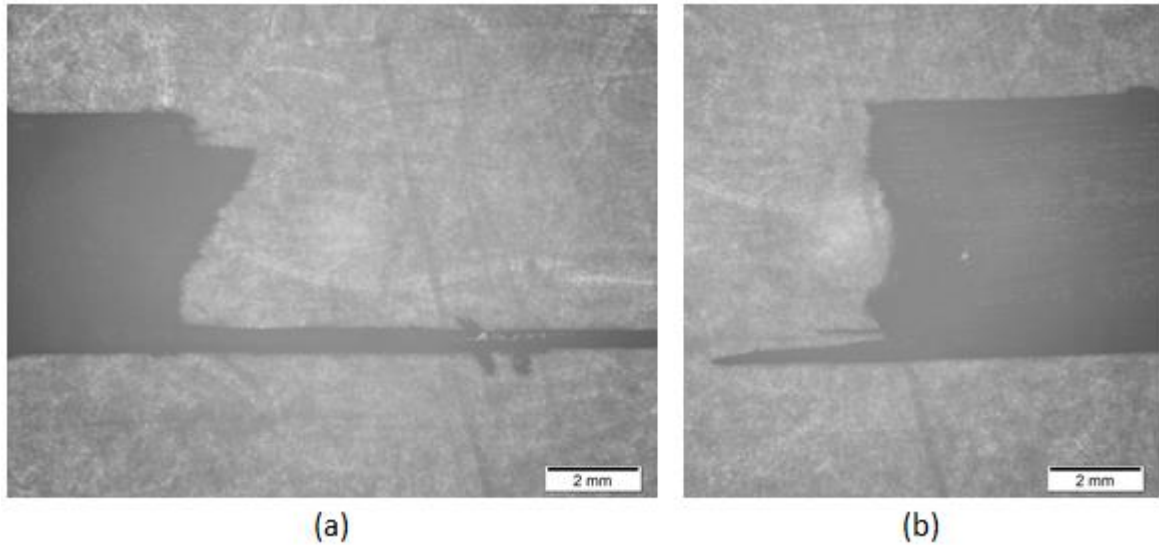
A fratura do corpo de prova após o ensaio pode ser observada na Figura 69. As duas seções não possuem perfis simétricos, pois durante a fratura houve projeção de partes do corpo de prova, que não puderam ser recuperadas.



**Figura 69** CP03 após ensaio, com região da fratura em destaque

De forma análoga a análise do CP02, o corpo de prova de número 3 foi analisado em um microscópio ótico – com ampliação de 12,5X. As imagens resultantes podem ser observadas na Figura 70.





**Figura 70** Imagens do CP03 em um microscópio ótico, com ampliação de 12,5X

Como pode ser observado na Figura 70, não houve descolamento entre as fibras, sendo a falha concentrada em uma única região e ocorrendo de forma simultânea. Pode-se então considerar o ensaio do CP03 como suficientemente satisfatório para a determinação das propriedades do material. Ver a Tabela 11 para os resultados obtidos.

**Tabela 11** Dados obtidos com o ensaio do CP03

<b>Carga Máxima (N)</b>	<b>Deslocamento (mm)</b>	<b>Tensão (MPa)</b>	<b>Deformação (mm/mm)</b>
7706,24	1,66429	1189,235	0,04161

## Capítulo 5

### Ensaio II: Avaliação Experimental da Concentração de Tensões na Placa de Fibra de Carbono/Epóxi

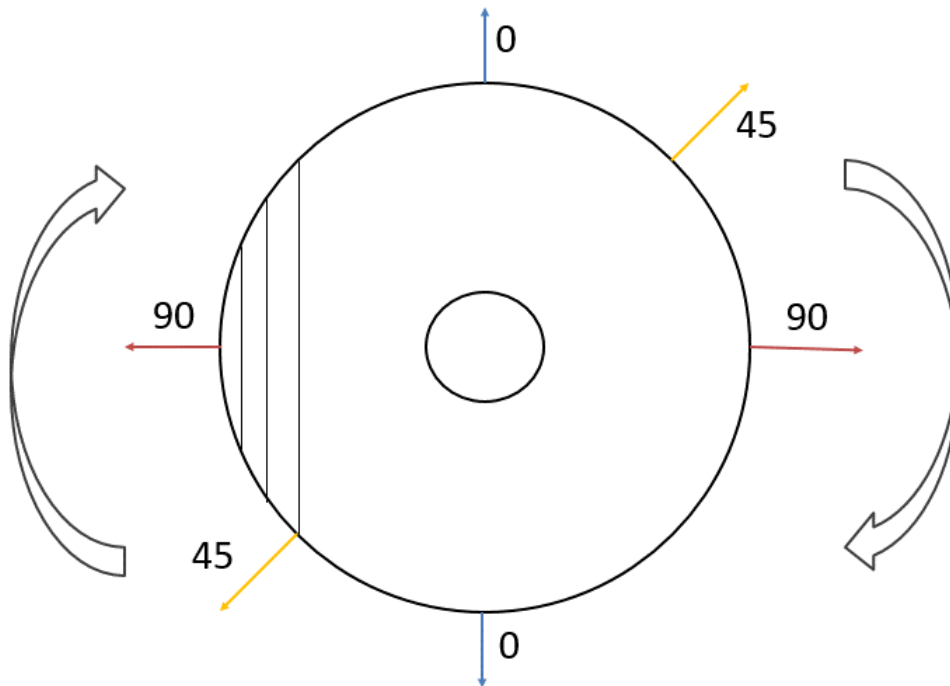
De forma análoga ao exibido no Capítulo 4, este capítulo irá abordar os ensaios realizados nos corpos de prova circulares, a fim de determinar o fator de concentração de tensões ( $k_t$ ) do material confeccionado, em três orientações distintas (determinadas pelo ângulo entre as fibras e a força trativa exercida).

#### 5.1 – Parâmetros de Ensaio

Como previamente mencionado, devido a limitações na disponibilidade de material para a confecção de corpos de prova foi adotado um design alternativo para os corpos de prova do segundo grupo de ensaios.

A geometria circular adotada tem como meta a otimização do material disponível, uma vez que seriam possíveis múltiplos ensaios com orientações distintas utilizando um mesmo corpo de prova. Embora o layout de corte tenha permitido a obtenção de três corpos de prova circulares, apenas um será adotado como o corpo de prova a ser ensaiado. Os outros dois serão mantidos como reservas em caso de eventuais problemas no ensaio – ou caso se faça necessário um novo conjunto de ensaios com parâmetros diferentes (i.e. o diâmetro do furo no centro do CP).

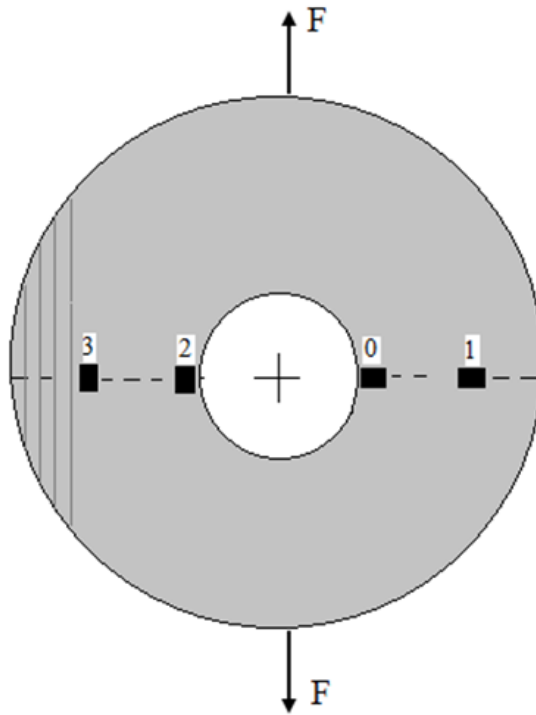
Como pode ser observado na Figura 71, o corpo de prova será posicionado na máquina de ensaio conforme a orientação desejada - de forma análoga às orientações distintas utilizadas nos ensaios de caracterização de material.



**Figura 71** Esboço representando o posicionamento do CP durante ensaio. Esboço não representativo da escala real dos componentes.

## 5.2 – Instrumentação e Metodologia

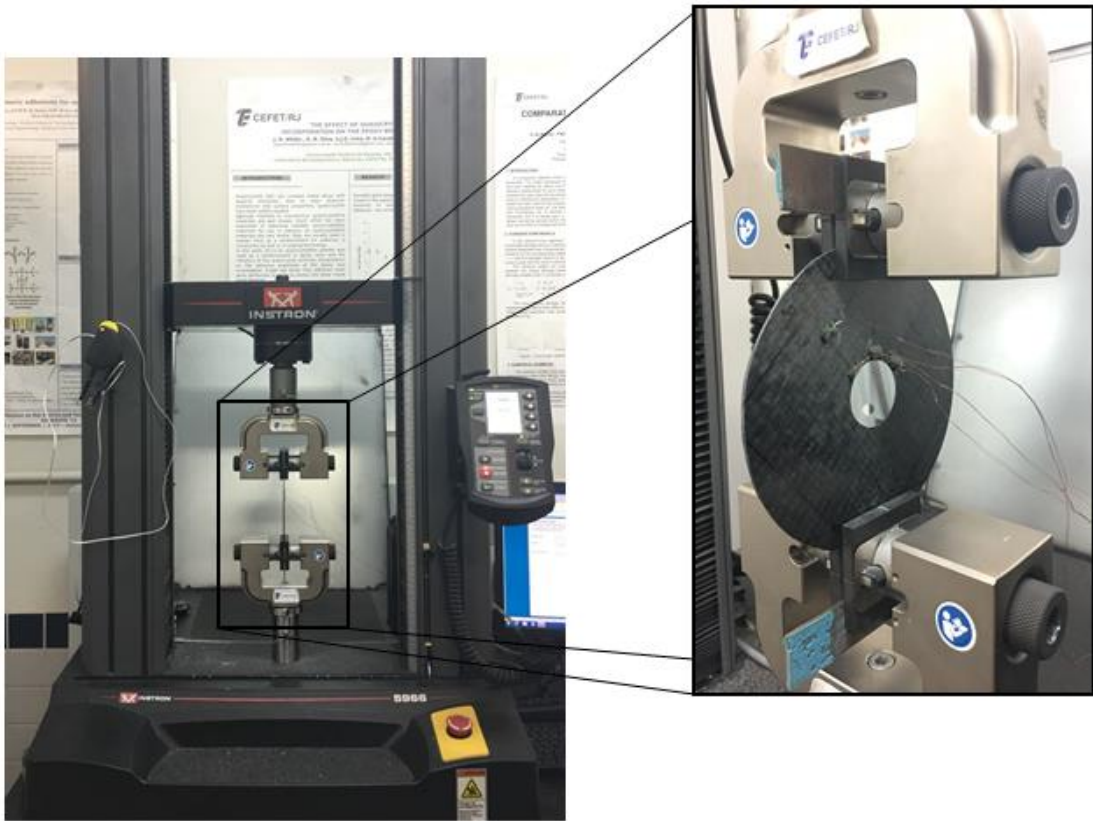
O corpo de prova foi instrumentado com quatro *strain gages*, configurados segundo a Figura 72. A numeração de 0 a 3 corresponde aos rótulos de cada *strain gage* no software utilizado para a instrumentação do ensaio.



**Figura 72** Nomenclatura dos *strain gages* adotados para o ensaio, segundo seu posicionamento. Corpo de prova com fibras orientadas paralelas à força trativa ( $0^\circ$ )

O corpo de prova foi acoplado à máquina de ensaio Instron, com célula de carga de 10kN (Figura 73). Os parâmetros utilizados para o ensaio foram os mesmos previamente utilizados.

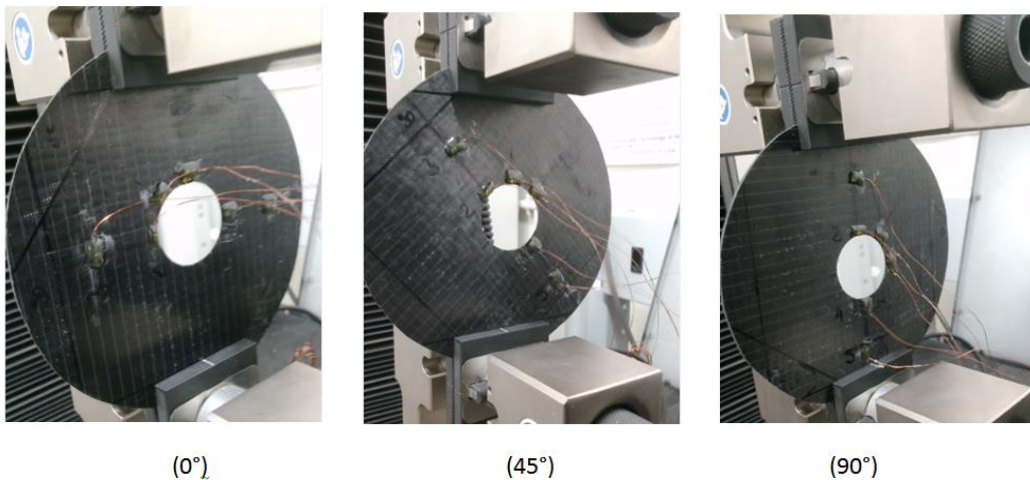
Os *strain gages* foram conectados por meio de fios de cobre ao equipamento de ensaio. O processo de instalação dos *strain gages* no sistema de medição e aferição dos mesmos levou aproximadamente quatro horas.



**Figura 73** Corpo de prova circular montado na máquina de ensaio Instron. Em destaque: corpo de prova com os *strain gages* colados e fios conectados

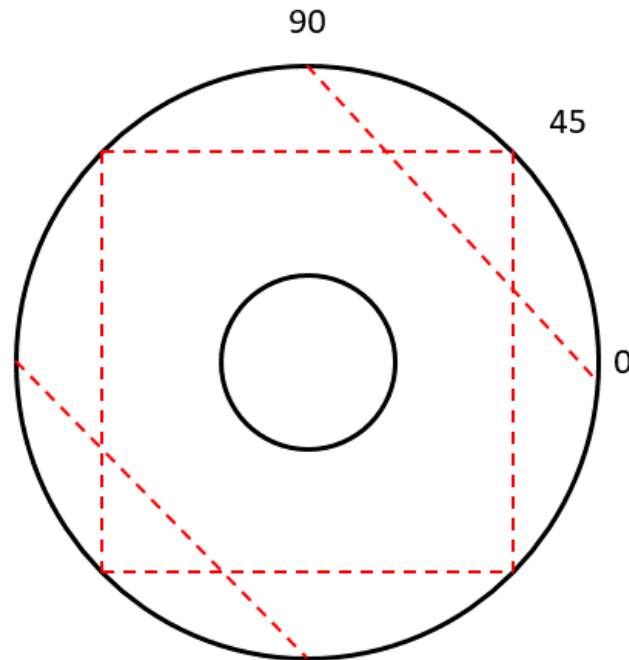
O CP circular foi submetido a forças trativas em três ensaios consecutivos, cada um com variação no ângulo entre as forças trativas e a orientação das fibras.

Os ângulos ensaiados foram, em ordem,  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  e  $90^\circ$  (Figura 74).



**Figura 74** Corpo de prova fixado na máquina de ensaio, conforme as três orientações de fibra estudadas

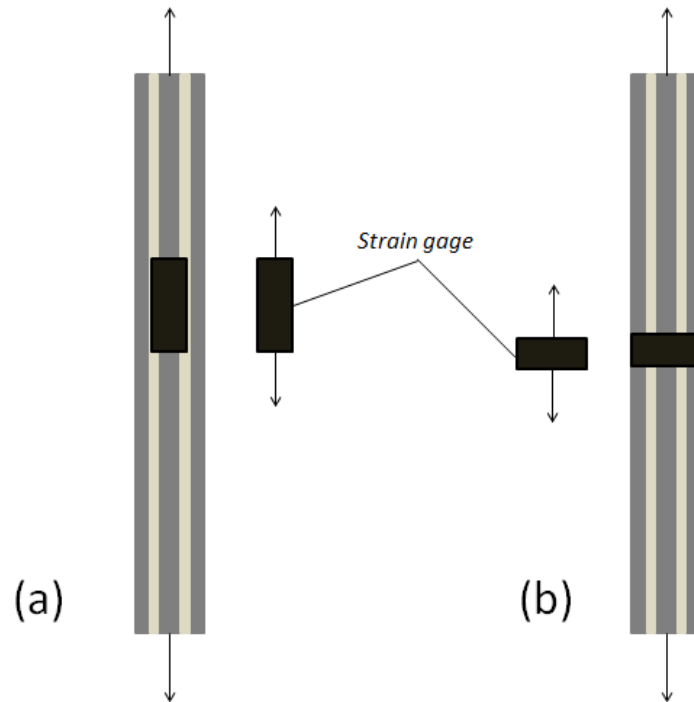
Assume-se que em cada extremidade de fixação a garra está posicionada sobre aproximadamente 15mm do corpo de prova (Figura 75).



**Figura 75** Esquema, fora de escala, mostrando o posicionamento do corpo de prova nas garras de fixação, de acordo com as orientações de fibras estudadas

A força máxima atingida com cada ensaio foi de 1,2kN. O limite arbitrado foi escolhido por garantir o não escorregamento do corpo de prova independente da orientação ensaiada, e por ser suficientemente pequeno de modo a não causar danos à estrutura do compósito, que poderiam impactar nos ensaios subsequentes.

Na Figura 76 podem ser observados dois posicionamentos distintos que os *strain gages* podem assumir durante a instrumentação de um ensaio. Pode-se observar que o *strain gage* paralelo às fibras (e à força trativa) estará sujeito a uma deformação maior do que o *strain gage* posicionado perpendicular às fibras.



**Figura 76** *Strain gages* em dois posicionamentos (a) paralelo às fibras e (b) perpendicular às fibras

### 5.3 – Resultados

Com os dados fornecidos pode-se obter o fator de concentração de tensões ( $k_t$ ), através da fórmula abaixo.

$$k_t = \frac{\sigma_{m\acute{a}xima}}{\sigma_{nominal}}$$

Onde:

$\sigma_{m\acute{a}xima}$ : Tensão medida na vizinhança do furo

$\sigma_{nominal}$ : Tensão aplicada no corpo de prova

Com a configuração adotada na Figura 72 torna-se possível a execução de ensaios com *strain gages* paralelos às fibras nas orientações de  $0^\circ$  e  $90^\circ$ .

Uma vez que a nova configuração possui dois *strain gages* em cada orientação, fornecendo assim a deformação imediatamente vizinha à área de concentração de tensões (furo) e outra distante do furo, é possível calcular o fator de concentrações de tensão ( $k_t$ ) utilizando apenas os dados fornecidos pela instrumentação, de forma que:

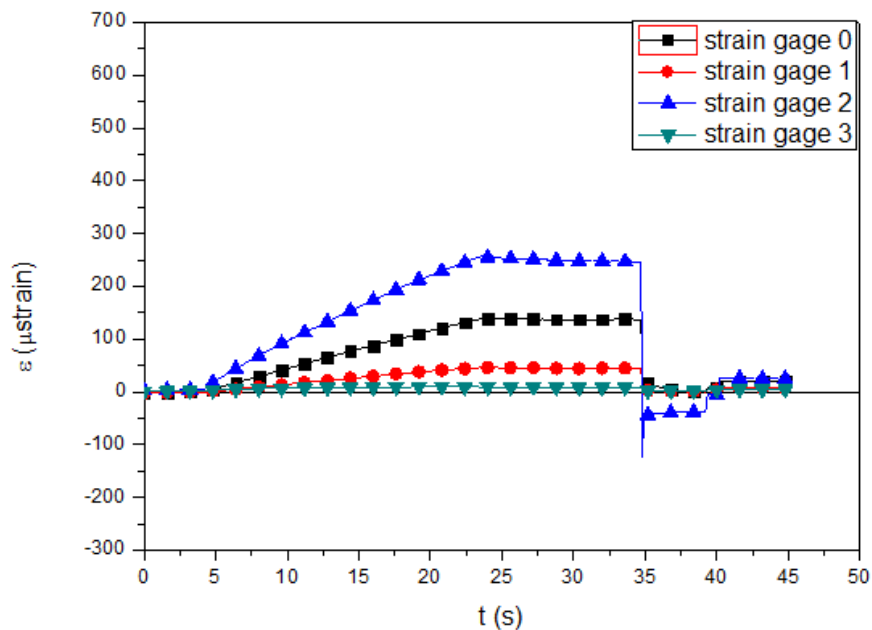
$$k_t = \frac{\varepsilon_{m\acute{a}xima}}{\varepsilon_{nominal}} = \frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_3} = \frac{\varepsilon_0}{\varepsilon_1}$$

Onde:

$\varepsilon_0, \varepsilon_2$ : Deformações medidas pelos *strain gages* imediatamente próximos ao furo

$\varepsilon_1, \varepsilon_3$ : Deformações medidas pelos *strain gages* mais distantes do furo

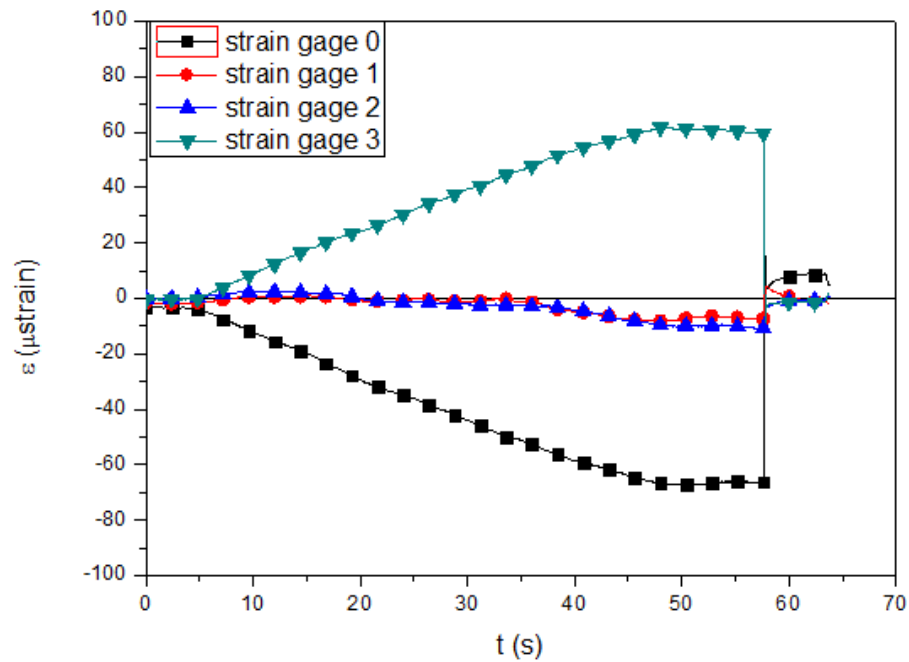
Os resultados obtidos pelos *strain gages* foram utilizados para a elaboração de gráficos de deformação x tempo, mostrados na Figura 77, Figura 78 e Figura 79.



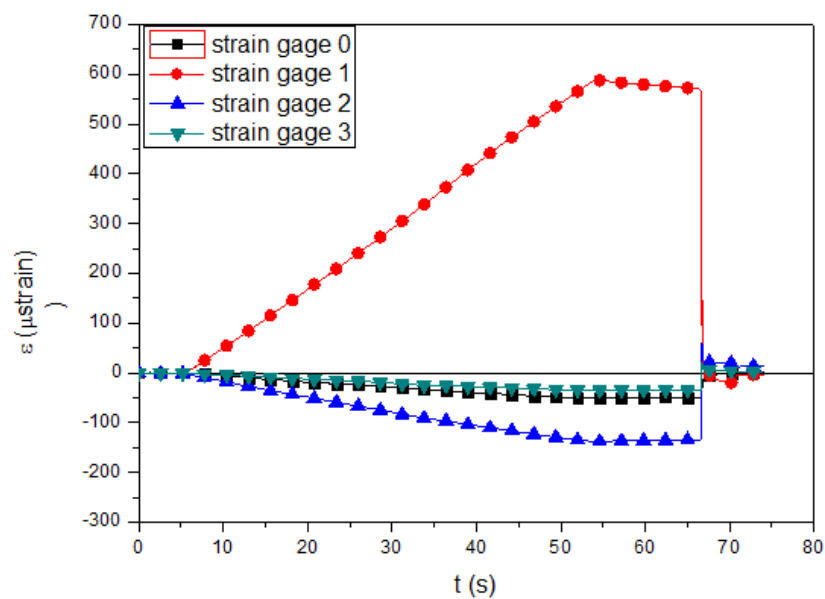
**Figura 77** Gráfico deformação x tempo gerado pelos *strain gages* durante ensaio com orientação de fibras à  $0^\circ$

No ensaio com as fibras orientadas à  $0^\circ$  (Figura 77), as maiores deformações foram obtidas nos *strain gages* próximos ao furo, com a maior deformação sendo registrada pelo *strain gage 2* – paralelo à fibra e, neste ensaio, paralelo à força trativa.





**Figura 78** Gráfico deformação x tempo gerado pelos *strain gages* durante ensaio com orientação de fibras à  $45^\circ$



**Figura 79** Gráfico deformação x tempo gerado pelos *strain gages* durante ensaio com orientação de fibras à  $90^\circ$

No ensaio realizado com as fibras orientadas à  $90^\circ$  (Figura 79) a maior deformação foi registrada pelo *strain gage* 1, próximo da garra perpendicular às fibras e paralelo à força trativa exercida. O *strain gage* 2, próximo ao furo e pertencente ao par posicionado paralelo às fibras – logo, perpendicular à força trativa – apresentou deformações de compressão.

Assume-se que a maior deformação na região próxima da garra na condição de carregamento de 90° caracteriza uma condição de contorno do ensaio, com influência no valor obtido.

Como esperado, as deformações foram mais significativas nos *strain gages* que se encontravam paralelos às fibras durante o ensaio, com valores maiores para os posicionados imediatamente próximos à zona de concentração de tensões, ao redor do furo usinado.

Os fatores de concentração de tensão foram obtidos para os dois pares de *strain gages* (0-1 e 2-3), gerando a Tabela 12 e Tabela 13.

**Tabela 12**  $k_t$  experimental obtido para orientações de fibras distintas para o par de *strain gages* 0-1, perpendiculares

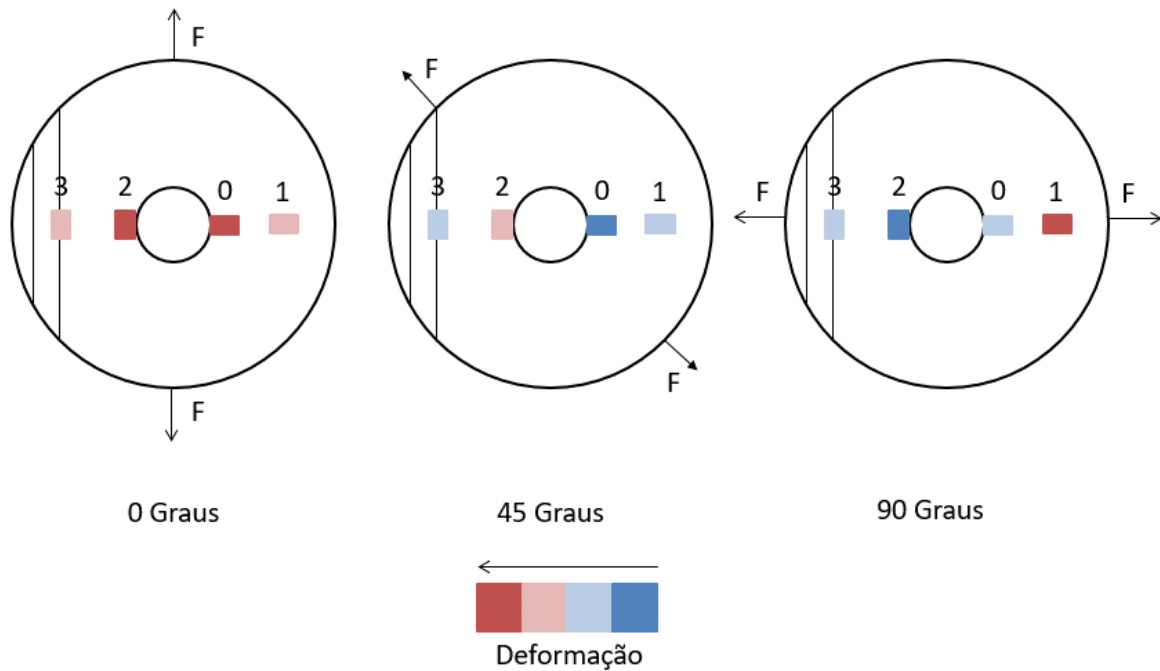
Orientação	$k_t$
0°	3,07
45°	9,03
90°	-

**Tabela 13**  $k_t$  experimental obtido para orientações de fibras distintas para o par de *strain gages* 2-3, paralelos

Orientação	$k_t$
0°	28,8
45°	-
90°	3,90

Os resultados para o par de *strain gages* 0-1 orientado a 90°, assim como para o par 2-3 orientado a 45° foram omitidos por apresentarem números inconsistentes.

A distribuição das deformações pode ser melhor observada na Figura 80, onde o gradiente das deformações medidas pode ser observado de maneira didática para os três ensaios realizados.



**Figura 80** Diagrama ilustrativo das maiores deformações registradas por cada *strain gage* durante a realização dos ensaios nas três orientações. Cores mais intensas representam maiores deformações, com vermelhos representando tração e azuis representando compressão

Considerando-se os dados apresentados nos gráficos de deformações (Figura 77, Figura 78 e Figura 79) compilados de modo visual na Figura 80 e os fatores de concentração de tensões ( $k_t$ ) compilados para cada par de *strain gages*, pode-se concluir que:

- I. Maior  $k_t$  foi registrado em situações onde o *strain gage* se encontrava paralelo à orientação das fibras, e da mesma forma paralelo à força trativa exercida.
- II. O posicionamento dos *strain gages* afeta de maneira significativa as deformações medidas e, conseqüentemente, o  $k_t$  calculado.
- III. A condição de carregamento de 45°, não pertencente a um eixo principal do material ortótropico, possui comportamento diferente daquele evidenciado quando o mesmo material é sujeito a carregamentos em suas direções principais.

## Capítulo 6

### Conclusões

Neste capítulo serão apresentadas as conclusões obtidas ao final do estudo aqui conduzido, assim como recomendações e observações para trabalhos futuros a serem conduzidos na área de compósitos unidirecionais ortotrópicos.

#### 6.1 – Considerações Finais

Com relação aos resultados experimentais obtidos nos ensaios para diversas combinações entre ângulos dos *strain gages* e ângulos das fibras em relação ao carregamento trativo pode-se concluir que foi gerada uma maior concentração de tensões quando o par de *strain gages* estava alinhado tanto com as fibras quanto ao carregamento. Pode-se ainda concluir que o posicionamento dos *strain gages* afetou de maneira significativa o  $k_t$  experimentalmente obtido.

Nas situações de carregamento ao longo de eixos principais ( $0^\circ$  e  $90^\circ$ ) o material apresenta valores mais significativos para o  $k_t$  encontrado. O alinhamento dos *strain gages* com a força trativa influi de maneira mais significativa do que o seu alinhamento com as fibras de reforço, com seu desempenho ótimo quando alinhado paralelamente com ambas ao mesmo tempo.

#### 6.2 – Sugestões para Estudos Futuros

Verificar a sensibilidade da determinação do fator concentração de tensões ( $k_t$ ) em função da mudança das seguintes variáveis:

- I. Número de camadas
- II. Tipo de fibras (de carbono ou de vidro)
- III. Tipos de carregamento (uniaxial ou biaxial)

Utilizar métodos numéricos - como o método dos elementos finitos - para a geração de modelos numéricos que poderiam ser utilizados para a comprovação dos resultados experimentais obtidos.

**Disponível em:**

## Bibliografia

- [1] N/A, "**Composite material**," Wikipedia, 02 mai. 2017. Disponível em: <[https://en.m.wikipedia.org/wiki/Composite\\_material](https://en.m.wikipedia.org/wiki/Composite_material)>. Acesso: 21 mai. 2017.
- [2] NASA, "**NASA 360 - Composite Materials**," 29 set. 2010. Disponível em: <<https://www.youtube.com/watch?v=tZhH2B-EI1I&t=555s>>. Acesso: 16 set. 2017.
- [3] Aerospace Structures @ UNSW, "UNSW - Aerospace Structures - Composites," 02 Abr 2014. Disponível em: <<https://www.youtube.com/watch?v=V7bX4c9XWes>>. Acesso: 16 set. 2017.
- [4] G. H. Staab, *Laminar Composites*, Woburn: Butterworth-Heinemann, 1999.
- [5] R. C. Hibbeler, *Resistência dos Materiais*, Pearson, 2009.
- [6] I. M. Daniel and O. Ishai, *Engineering Mechanics of Composite Materials*, New York: Oxford University Press, 1994.
- [7] N/A, "**Transverse Isotropy**," Wikipedia, 10 ago. 2016. Disponível em: <[https://en.wikipedia.org/wiki/Transverse\\_isotropy](https://en.wikipedia.org/wiki/Transverse_isotropy)>. Acesso: 14 mai. 2017.
- [8] J. M. Faulstich de Paiva, S. Mayer e M. Cerqueira Rezende, "*Comparison of Tensile Strength of Different Carbon Fabric Reinforced Epoxy Composites*," EMBRAER - Empresa Brasileira de Aeronáutica, São José dos Campos, 2004.
- [9] M. Arcan, Z. Hashin and A. Voloshin, "A Method to Produce Uniform Plane-Stress States with Applications to Fiber-reinforced Materials," *Experimental mechanics*, pp. 141-142, 1977.
- [10] ASTM, *D3039/D3039M: Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*, West Conshohocken: ASTM International, 2017.
- [11] ASTM, *C1557 - Standard Test for Tensile Strength and Young's Modulus of Fibers*, West Conshohocken: ASTM International, 2004.
- [12] ADMET, "**5 Things to Know Before Buying Tensile Testing Grips**," ADMET Inc., 2017. Disponível em: <<https://www.admet.com/5-things-know-buying-tensile-testing-grips/>>. Acesso: 18 set. 2017.
- [13] D. D. Adams, "**Tabbing composite test specimens: The how**," CompositesWorld, 2017. Disponível em: <[http://www.compositesworld.com/articles/tabbing-composite-test-specimens-the-how\(3\)](http://www.compositesworld.com/articles/tabbing-composite-test-specimens-the-how(3))>. Acesso: 18 set. 2017.
- [14] D. D. Adams, "**Tabbing composite test specimens: When and why**," CompositesWorld, 2017. Disponível em: <<http://www.compositesworld.com/articles/tabbing-composite-test-specimens-when-and-why>>. Acesso: 18 set. 2017.
- [15] R. Miranda Guedes, *Creep and Fatigue in Polymer Matrix Composites*, Philadelphia, PA: Woodhead Publishing, 2010.
- [16] ResearchGate, "**Best way to test tensile strength of suture fibers?**," ResearchGate GmbH, 2008-2017. Disponível em: <[https://www.researchgate.net/post/Best\\_way\\_to\\_test\\_tensile\\_strength\\_of\\_suture\\_fibers](https://www.researchgate.net/post/Best_way_to_test_tensile_strength_of_suture_fibers)>. Acesso: 18 set. 2017.
- [17] ResearchGate, "**During tensile testing of elastomeric polymers, how we can avoid having sliding of the dogbone samples at the grips?**," ResearchGate GmbH, 2008-2017. Disponível em: <[https://www.researchgate.net/post/During\\_tensile\\_testing\\_of\\_elastomeric\\_polymers\\_ho](https://www.researchgate.net/post/During_tensile_testing_of_elastomeric_polymers_ho)>.


- w\_we\_can\_avoid\_having\_sliding\_of\_the\_dogbone\_samples\_at\_the\_grips>. Acesso: 18 set. 2017.
- [18] ResearchGate, "**Tensile test, sample slippage?**," ResearchGate GmbH, 2008\*2017. [Online]. Disponível em: [https://www.researchgate.net/post/Tensile\\_test\\_sample\\_slippage](https://www.researchgate.net/post/Tensile_test_sample_slippage). [Acesso: 18 set. 2017].
- [19] ADMET, "**Testing Standards**," ADMET Inc., 2017. Disponível em: <https://www.admet.com/testing-applications/testing-standards/>>. Acesso: 18 set. 2017.
- [20] INSTRON, "**ASTM D3822 Tensile Properties of Textile Fibers**," Illinois Tool Works Inc. Disponível em: <http://www.instron.us/en-us/testing-solutions/by-material/textiles/tension/astm-d3822>>. Acesso: 18 set.2017.
- [21] Barracuda Advanced Composites, "**Resinas Epoxy**," 2012. Disponível em: [http://www.barracudacomposites.com.br/prod\\_resinas\\_epoxy.htm](http://www.barracudacomposites.com.br/prod_resinas_epoxy.htm)>. Acesso: 09 set. 2017.
- [22] E-composites, "**E-Composites**,". Disponível em: [https://www.e-composites.com.br/TECIDO\\_DE\\_FIBRA\\_DE\\_CARBONO\\_UNIDIRECIONAL\\_UC300/prod-4587808/](https://www.e-composites.com.br/TECIDO_DE_FIBRA_DE_CARBONO_UNIDIRECIONAL_UC300/prod-4587808/)>. Acesso: 09 set. 2017.
- [23] R. D. Kriz and W. W. Stinchcomb, *Elastic Moduli of Transversely Isotropic Graphite Fibers and Their Composites*, Wichita, KS: 1978 SESA Spring Meeting, 1978, p. 10.

## ANEXO I: Propriedades de Compósitos Unidirecionais

**Table 2.6 Properties of Typical Unidirectional Composite Materials**


Property	E-glass/ epoxy	S-glass/ epoxy	Woven- glass/ epoxy (7781/S245C)	Kevlar/epoxy (Aramid 149/ epoxy)	Carbon/epoxy (AS4/3501-6)	Carbon/PEEK (AS4/APC2)
Fiber volume ratio, ( $V_f$ )	0.55	0.50	0.45	0.60	0.63	0.58
Density ( $\rho$ , g/cm <sup>3</sup> [lb/in <sup>3</sup> ])	2.10 (0.076)	2.00 (0.072)	2.20 (0.080)	1.38 (0.050)	1.58 (0.057)	1.57 (0.057)
Longitudinal modulus ( $E_1$ , GPa [Msi])	39 (5.7)	43 (6.3)	29.7 (4.31)	87 (12.6)	142 (20.6)	131 (19.1)
Transverse modulus ( $E_2$ , GPa [Msi])	8.6 (1.24)	8.9 (1.29)	29.7 (4.31)	5.5 (0.80)	10.3 (1.50)	8.7 (1.27)
In-plane shear modulus ( $G_{12}$ , GPa [Msi])	3.8 (0.54)	4.5 (0.66)	5.3 (0.77)	2.2 (0.31)	7.2 (1.04)	5.0 (0.73)
Major Poisson's ratio ( $\nu_{12}$ )	0.28	0.27	0.17	0.34	0.27	0.28
Minor Poisson's ratio ( $\nu_{21}$ )	0.06	0.06	0.17	0.02	0.02	0.02
Longitudinal tensile strength ( $F_{1t}$ , MPa [ksi])	1,080 (157)	1,280 (185)	367 (53)	1,280 (185)	2,280 (330)	2,060 (299)
Transverse tensile strength ( $F_{2t}$ , MPa [ksi])	39 (5.7)	49 (7.1)	367 (53)	30 (4.2)	57 (8.3)	78 (11.4)
In-plane shear strength ( $F_6$ , MPa [ksi])	89 (12.9)	69 (10.0)	97.1 (14.1)	49 (7.1)	71 (10.3)	157 (22.8)
Ultimate longitudinal tensile strain ( $\epsilon_{1t}^u$ )	0.028	0.029	0.025	0.015	0.015	0.016
Ultimate transverse tensile strain ( $\epsilon_{2t}^u$ )	0.005	0.006	0.025	0.005	0.006	0.009
Longitudinal compressive strength ( $F_{1c}$ , MPa [ksi])	620 (90)	690 (100)	549 (80)	335 (49)	1,440 (209)	1,080 (156)
Transverse compressive strength ( $F_{2c}$ , MPa [ksi])	128 (18.6)	158 (22.9)	549 (80)	158 (22.9)	228 (33)	196 (28.4)
Longitudinal thermal expansion coefficient, ( $\alpha_1$ , $10^{-6}/^\circ\text{C}$ [ $10^{-6}/^\circ\text{F}$ ])	7.0 (3.9)	5.0 (2.8)	10.0 (5.6)	-2.0 (-1.1)	-0.9 (-0.5)	-0.2 (-0.1)
Transverse thermal expansion coefficient ( $\alpha_2$ , $10^{-6}/^\circ\text{C}$ [ $10^{-6}/^\circ\text{F}$ ])	21 (11.7)	26 (14.4)	10.0 (5.6)	60 (33)	27 (15)	24 (13.3)
Longitudinal moisture expansion coefficient ( $\beta_1$ )	0	0	0.06	0	0.01	0
Transverse moisture expansion coefficient ( $\beta_2$ )	0.2	0.2	0.06	0.3	0.2	0.3

## ANEXO II: Propriedades da Fibra de Carbono UC300

		<b>Standard Product Specification</b> Carbon Fiber UC300 50k		Data Sheet
<b>UC300</b>				
<b>Product Specifications</b>				
<b>Type of yarns</b>	Warp Yarn	50K Carbon, 33 MSI		
	Fill Yarn	Proprietary Heatset		
<b>Fabric Weight</b>	8.9 (oz/yd <sup>2</sup> )			
	302 (g/m <sup>2</sup> )			
<b>Weave Style</b>	Plain Heatset			
<b>Nominal Construction</b>	Warp Count	9.5 (yarns/inch)		
	Fill Count	4.9 (yarns/inch)		
<b>Fabric Thickness</b>	13.4 (mils)			
	0.34 (mm)			
<b>Breaking Strength</b>	n/a	(lbf/in)		
	n/a	(lbf/in)		
<b>Markets</b>	Recreational, Construction Products			
<b>Applications</b>	Low Pressure Composites, Building Materials			



## ANEXO III: Propriedades da Resina AR260 (e Endurecedor AH260)

		<b>Especificação Padrão de Produto</b>		Data Sheet
		Sistema de Resina - AR260 Resina Epoxy AH260 Endurecedor Epoxy versão 1.0		
<p>A resina epoxy AR260 com endurecedor epoxy AH260 é um sistema de cura rápida, de baixa viscosidade para uso em laminação manual, laminação a vácuo e infusão.</p>				
<b>Propriedades de manuseio</b>				
	VALOR	MÉTODO		
Densidade da Resina (lbs/gal)	9,6	ASTM E-201		
Densidade do Endurecedor (lbs/gal)	7,9	ASTM E-201		
Viscosidade da Resina @ 25°C (cps)	1.200	ASTM D-2393		
Viscosidade do Endurecedor @ 25°C (cps)	30	ASTM D-2393		
Viscosidade Mista @ 25°C (cps)	300	ASTM D-2393		
Viscosidade Mista @ 49°C (cps)	140	ASTM D-2393		
Taxa de mistura por peso 100A	100A : 26B	Calculado		
Gel time @ 25°C (150g massa, min.)	290	ASTM D-2471		
Pot life @ 25°C (150g massa, min.)	120	ASTM D-2471		
<b>Propriedades físicas</b>				
	VALOR	MÉTODO		
Cor	Âmbar claro	Visual		
Dureza Shore D	87	ASTM D-2240		
Resistência à tração (psi)	10.700	ASTM D-638		
Módulo de tensão (psi)	458.000	ASTM D-638		
Resistência ao alongamento (%)	8,8	ASTM D-638		
Resistência à compressão (psi)	12.900	ASTM D-695		
Resistência à flexão (psi)	17.300	ASTM D-790		
Módulo de flexão (psi)	397.000	ASTM D-790		
HDT - Cura Temperatura ambiente (°C)	58	ASTM D-648		
HDT - Temperatura de pós-cura (°C)	98	ASTM D-648		
Impacto Izod, com entalhe (ft-lb/in)	1,27	ASTM D-256		
Encolhimento (in/in)	<0,002	ASTM D-2566		