



**Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA  
Curso de Engenharia Automotiva**

**CARACTERIZAÇÃO COMPUTACIONAL E MECÂNICA DE  
COMPÓSITOS LAMINADOS DE FIBRA DE CARBONO EM  
MATRIZ EPÓXI - 2**

**Autor: Higor Barbosa de Souza  
Orientador: Edison Gustavo Cueva Galárraga**

**Brasília, DF  
2017**



**HIGOR BARBOSA**

**CARACTERIZAÇÃO COMPUTACIONAL E MECÂNICA DE COMPÓSITOS LAMINADOS DE FIBRA  
DE CARBONO EM MATRIZ EPÓXI - 2**

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Automotiva da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Automotiva.

Orientador: Edison Gustavo Cueva Galárraga

**Brasília, DF  
2017**

**CIP – Catalogação Internacional da Publicação\***

Barbosa, Higor.

Caracterização computacional e mecânica de compósitos laminados de fibra de carbono em matriz epóxi / Higor Barbosa. Brasília: UnB, 2017. 103 p.: il.; 29,5 cm.

Monografia (Graduação) – Universidade de Brasília  
Faculdade do Gama, Brasília, 2017. Orientação: Edison  
Gustavo Cueva Galárraga

1. Materiais compósitos. 2. Elementos finitos. 3. Tração. 4. Compressão. 5. Impacto. 6. Fadiga. I. Galárraga, Edison Gustavo Cueva. II. Caracterização do comportamento mecânico de compósitos laminados de fibra de carbono em matriz epóxi.

CDU Classificação



**REGULAMENTO E NORMA PARA REDAÇÃO DE RELATÓRIOS DE PROJETOS DE GRADUAÇÃO  
FACULDADE DO GAMA - FGA**

**Higor Barbosa de Souza**

Monografia submetida como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Automotiva da Faculdade UnB Gama - FGA, da Universidade de Brasília, em \_\_\_/\_\_\_/2017 apresentada e aprovada pela banca examinadora abaixo assinada:

---

**Prof. Pós-Dr. Eng.: Edison Gustavo Cueva Galárraga, UnB/ FGA**  
Orientador

---

**Prof. Dr. Eng.: Maura Angélica Milfont Shzu, UnB/FGA**  
Membro Convidado

---

**Prof. Pós-Dr. Eng.: Sandra Maria da Luz, UnB/ FGA**  
Membro Convidado

Brasília, DF  
2017

“Nós somos o que fazemos todos os dias. Deste modo, a excelência não é um ato, mas um hábito.” Heráclito

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço a meus pais, Vera Lúcia Barbosa e Antônio Jose de Souza por não pouparem esforços mesmo em meio a tantos obstáculos, muitas vezes abrindo mão de objetivos próprios para que eu pudesse alcançar os meus. Muito obrigado!

A toda minha família que sempre ofereceu o mesmo suporte e esteve ao meu lado em todos os momentos.

A meus amigos sempre me deram suporte e palavras de incentivo, aqueles amigos que o tempo não leva.

Agradeço ao meu orientador por todo seu suporte, correções e disponibilidade.

## RESUMO

O constante desenvolvimento dos materiais compósitos aliado à necessidade de se obter componentes estruturais de alto desempenho torna a previsão de falhas da estrutura e análise das cargas máximas fatores chaves no estudo destes materiais. Esse trabalho apresenta resultados de análises experimentais, matemáticas e computacionais realizados em um laminado de mantas, de tecido *plain weave*, de fibra de carbono em resina epóxi, de configuração  $[(+45/-45)_5 / +45]_s$ , ensaiado em condições de tração, compressão, impacto e fadiga. É mostrado o modelamento matemático por trás dos materiais laminados e resultados analíticos são calculados. Um modelo detalhado do corpo de prova em elementos finitos é ensaiado por meio do software *ANSYS*. As três formas de análise são então comparadas para a caracterização do compósito. Os resultados mostram que os materiais compósitos tem um comportamento não linear apresentando fraturas frágeis quando a tensão de ruptura é atingida, elevada resistência a impactos de baixa velocidade, considerada vida infinita para cargas cíclicas de baixa tensão decaindo rapidamente quando se aumenta a tensão.

**Palavras-chave:** Materiais compósitos, fibra de carbono em resina epóxi, elementos finitos, tração, compressão, fadiga, impacto.

### ABSTRACT

The constant development of composite materials associated with the requirement to obtain structural components of high performance makes the prediction of structure failures and analysis of maximum loads key factors in the study of these materials. This paper presents results of experimental, mathematical and computational analyzes performed on a laminate of plain weave fabrics, carbon fiber in epoxy resin, with a configuration of  $[(+45/-45)_5 / +45]_s$  tested under conditions of traction, compression, impact and fatigue. The mathematical modeling behind laminated materials is shown and analytical results are calculated. A detailed model of the finite element test specimen is tested using ANSYS software. The three forms of analysis are then compared for the characterization of the composite. The results shows that composite materials have a non-linear behavior presenting fragile fractures when the rupture stress is reached, high resistance to low speed impacts, considered infinite life for cyclic loads of low tension decreasing rapidly when the tension is increased.

**Key words:** Composite materials, carbon fiber reinforced epoxy resin, finite elements, traction, compression, fatigue, impact.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Evolução dos materiais na indústria em função do tempo com projeção até 2020 (REZENDO; BOTELHO, 2000). ....1	1
Figura 2 - Classificação dos materiais compósitos quanto ao reforço utilizado (AUTOR, 2017) .....7	7
Figura 3 - Tipos de tecidos para compósitos(CORPORATION, 2013). .....8	8
Figura 4 - Características do compósito quanto a orientação das fibras. (CORPORATION, 2013) .....9	9
Figura 5 - Laminado simétrico com camadas em diferentes orientações (CORPORATION, 2013). .....10	10
Figura 6 – Tipos de falha em materiais compósitos. ....11	11
Figura 7 - Curva tensão deformação típica para materiais compósitos. ....12	12
Figura 8 – Diagrama tensão deformação para um laminado de fibra de carbono com poliamida para várias configurações.13	13
Figura 9 – Curva S-N para Materiais metálicos ferrosos (SOUZA, 1982). .....14	14
Figura 10 – Formas mais comuns de curvas S-N para Compósitos Laminados, plástico reforçado com fibra (FREIRE, 2001). .14	14
Figura 11 - Orientação dos eixos principais do material compósito (BAKER, 2004). .....15	15
Figura 12 - Transformação do eixo de coordenadas global. ....18	18
Figura 13 – Ilustração dos parâmetros associados a um laminado. ....22	22
Figura 14 – Corpo de prova posicionado para o ensaio de impacto.....25	25
Figura 15 - Ilustração do pêndulo Charpy. ....26	26
Figura 16 - Gabarito de corte angulado a 45°. ....29	29
Figura 17 - Diagrama de corte. ....29	29
Figura 18 - Impregnação de resina manual.....30	30
Figura 19 - Placas rígidas de fibra de carbono .....31	31
Figura 20 – Dimensões dos corpos de prova fabricados. ....32	32
Figura 21 – Corpo de prova finalizado (Pacheco, 2016). .....32	32
Figura 22 – Corpo de prova para teste de tração (dimensões em mm). ....33	33
Figura 23 - Corpo de prova para teste de compressão (dimensões em mm). ....34	34
Figura 24 – Corpo de prova para ensaio de impacto (dimensões em mm). ....34	34
Figura 25 - Corpos de prova para ensaio de fadiga.....35	35
Figura 26 - Dimensões do corpo de prova. ....42	42
Figura 27 - Condições de força e contorno aplicadas. ....42	42
Figura 28 - Propriedades mecânicas do material. ....42	42
Figura 29 - Orientação das lâminas e angulação das fibras do compósito +45 – 455/+45s. ....43	43
Figura 30 - Elemento SHELL181 (ANSYS). ....43	43
Figura 31 - Discretização do corpo de prova, número de elementos e nós. ....43	43
Figura 32 - Integração das etapas de simulação no ANSYS. ....44	44
Figura 33 - Variação da força para a simulação à tração. ....45	45
Figura 34 - Variação da força para a simulação à compressão. ....46	46
Figura 35 – Condições iniciais e velocidade aplicada para simulação do teste de impacto. ....46	46
Figura 36 - Modelagem a fadiga. ....47	47
Figura 37 - Curva tensão-deformação para o teste de tração experimental e computacional. ....48	48
Figura 38 - Deformação simulada para carga de ruptura de 8941,865N no teste de tração.....49	49
Figura 39 - Picos de tensões observados nas regiões de engates do cp. ....50	50
Figura 40 - Escolha do elemento para se obter a tensão localizada. ....50	50
Figura 41 – Corpos de prova fraturados após ensaio de compressão. ....51	51
Figura 42 - Curva tensão-deformação para o teste de compressão experimental e computacional. ....51	51
Figura 43 - Deformação simulada para carga de ruptura de -6132,668N no teste de compressão.....53	53
Figura 44 - Tensão simulada para carga de ruptura de -6132,668N no teste de compressão. ....53	53
Figura 45 - Corpo de prova 1 e 2 respectivamente, fraturados após ensaio de impacto. ....54	54
Figura 46 - Tensão vs tempo de impacto simulado. ....55	55
Figura 47 - Deformação vs tempo de impacto simulado.....55	55
Figura 48 - Tensão de ruptura simulada para o teste de impacto.....56	56
Figura 49 – Deformação máxima antes da ruptura simulada para o teste de impacto. ....56	56
Figura 50 - Corpos de prova fraturados após ensaio de fadiga.....57	57
Figura 51 - Curva tensão vs. número de ciclos a fratura experimental para o teste e fadiga. ....57	57
Figura 52 – Número do ciclo de vida até a fratura para F = 5kN.....58	58
Figura 53 - Número do ciclo de vida até a fratura para F = 6kN. ....59	59
Figura 54 - Número do ciclo de vida até a fratura para F = 7kN. ....59	59

## SUMÁRIO

<b>AGRADECIMENTOS</b> .....	<b>VI</b>
<b>RESUMO</b> .....	<b>VII</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>VIII</b>
<b>LISTA DE ILUSTRAÇÕES</b> .....	<b>IX</b>
<b>SUMÁRIO</b> .....	<b>X</b>
<b>1. INTRODUÇÃO</b> .....	<b>1</b>
1.1. OBJETIVO DO TRABALHO.....	2
<b>2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b> .....	<b>3</b>
2.1. MATERIAIS COMPÓSITOS.....	3
2.2. MATRIZ POLIMÉRICA.....	4
2.3. FIBRA DE CARBONO.....	6
2.4. CLASSIFICAÇÃO DE MATERIAIS COMPÓSITOS QUANTO AO REFORÇO.....	6
2.5. CLASSIFICAÇÃO E PROPRIEDADE DE COMPÓSITOS QUANTO AO TÊCIDO.....	8
2.6. MANUFATURA DE LAMINADOS.....	9
2.7. MECANISMOS DE FALHA.....	11
2.8. COMPORTAMENTO MECÂNICO DE MATERIAIS COMPÓSITOS.....	12
2.9. EQUACIONAMENTO MATEMÁTICO PARA LAMINADOS.....	15
2.9.1. TRAÇÃO E COMPRESSÃO.....	15
2.9.2. IMPACTO.....	25
2.9.3. FADIGA.....	27
<b>3. METODOLOGIA</b> .....	<b>29</b>
3.1. CONFECÇÃO DOS CORPOS DE PROVA.....	29
3.2. ENSAIOS MECÂNICOS.....	32
3.2.1. TESTE EXPERIMENTAL DE TRAÇÃO UNIAXIAL.....	33
3.2.2. TESTE EXPERIMENTAL DE COMPRESSÃO UNIAXIAL.....	33
3.2.3. TESTE EXPERIMENTAL DE IMPACTO.....	34
3.2.4. TESTE EXPERIMENTAL DE FADIGA.....	35
3.3. MODELAGEM MATEMÁTICA.....	36
3.3.1. COMPORTAMENTO MATEMÁTICO A TRAÇÃO.....	36
3.3.2. COMPORTAMENTO MATEMÁTICO A COMPRESSÃO.....	38
3.3.3. PROPRIEDADES MECÂNICAS CALCULADAS MATEMATICAMENTE.....	39
3.3.4. COMPORTAMENTO MATEMÁTICO A IMPACTO.....	39
3.3.5. COMPORTAMENTO MATEMÁTICO A FADIGA.....	39
3.4. MODELAGEM COMPUTACIONAL.....	40
3.4.1. PRINCÍPIO DE SAINT-VENANT.....	44
3.4.2. MODELAGEM A TRAÇÃO.....	45
3.4.3. MODELAGEM A COMPRESSÃO.....	46
3.4.4. MODELAGEM A IMPACTO.....	46
3.4.5. MODELAGEM A FADIGA.....	47
<b>4. RESULTADOS E DISCUSSÃO</b> .....	<b>48</b>
4.1. TRAÇÃO.....	48
4.2. COMPRESSÃO.....	50
4.3. IMPACTO.....	54
4.4. FADIGA.....	57
<b>5. CONCLUSOES</b> .....	<b>60</b>
<b>6. TRABALHOS FUTUROS</b> .....	<b>61</b>
<b>7. REFERENCIAS</b> .....	<b>62</b>

## 1. INTRODUÇÃO

Os materiais compósitos podem ser considerados como um grande avanço tecnológico. O interesse nesses materiais está ligado a dois principais fatores: econômico e desempenho. O fator econômico vem do fato do material composto ser muito mais leve que os materiais metálicos, o que implica numa estrutura mais leve. O fator desempenho está ligado à busca de componentes estruturais, sobretudo no que diz respeito às características mecânicas, tais como resistência à ruptura, resistência à ambientes agressivos, etc. O caráter anisotrópico dos materiais compósitos é o fator primordial para a obtenção das propriedades mecânicas requeridas pelo componente. O princípio do desempenho estrutural superior dos materiais compósitos enquadra-se na alta resistência específica, razão entre resistência e densidade e na alta rigidez específica, razão entre rigidez e densidade, e em características anisotrópicas e heterogêneas do material. Estas últimas fornecem ao material composto a possibilidade de configuração ótima, através do direcionamento controlado das fibras, por exemplo. (BOERI, 2006)

A partir da década de 60 os materiais compósitos de alto desempenho foram introduzidos de maneira definitiva na indústria aeroespacial e a tendência é que continuem aumentando até 2020 conforme Figura 1.

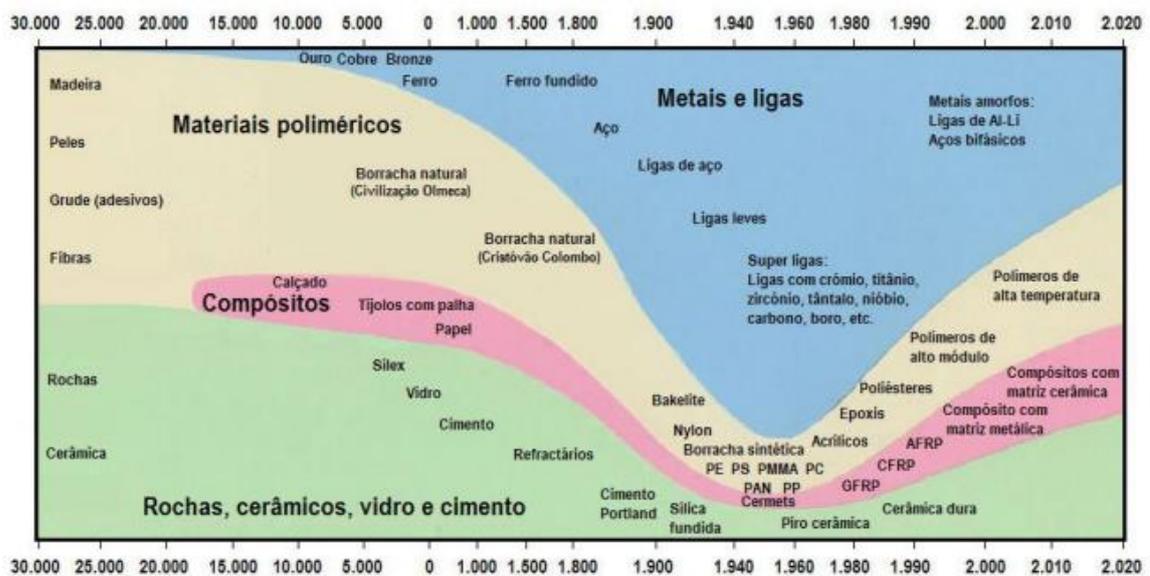


Figura 1 – Evolução dos materiais na indústria em função do tempo com projeção até 2020 (REZENDO; BOTELHO, 2000).

O desenvolvimento de fibras de carbono, entre outras ofereceram ao projetista a oportunidade de flexibilizar os projetos estruturais, atendendo as necessidades de desempenho em voo de aeronaves e veículos de reentrada (REZENDO; BOTELHO, 2000).

A tecnologia das fibras de carbono vem evoluindo rapidamente nos últimos anos trazendo consigo benefícios à redução do custo em uma variedade de opções de reforços de alto desempenho. A característica mais importante das fibras de carbono é o alto módulo de elasticidade, bem superior às outras fibras de reforço. Graças a esta propriedade é possível aumentar a rigidez do compósito, tornando-o competitivo com materiais metálicos em aplicações estruturais variadas (MUSETTI; CARDOSO, 2006).

Graças a suas propriedades únicas, os materiais compósitos laminados possuem uma vasta aplicação como mostrado anteriormente. Porém, para a utilização desses materiais, é necessário conhecer o comportamento mecânico quando submetidos aos mais diversos tipos de carregamento para que possam ser utilizadas com segurança e confiabilidade nas mais diversas indústrias. Assim como, desenvolver técnicas de análises matemática e de simulação visando prever o comportamento destes, sem a necessidade de realizar ensaios experimentais.

### **1.1. OBJETIVO DO TRABALHO**

O objetivo geral do trabalho é estudar o comportamento mecânico de compósitos laminados de fibra de carbono com resina epóxi, quando submetidos a condições de tração, compressão, fadiga e impacto, por meio de análises experimentais, matemáticas e de simulações numéricas.

## **2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA**

### **2.1. MATERIAIS COMPÓSITOS**

Segundo Daniel e Ishai (1994) um material compósito é um sistema constituído de duas ou mais fases em escala macroscópica, em que as propriedades mecânicas são projetadas para serem superiores aos materiais constituintes agindo de forma independente. Uma dessas fases é usualmente descontínua, resistente e rígida, chamada de reforço, enquanto que a fase contínua, menos rígida e mais fraca, é chamada de matriz. Naturalmente, as fibras são de pouco uso a menos que sejam ligadas para tomar forma de um elemento estrutural que possa suportar cargas. O material de união é chamado geralmente de matriz mecânica. A finalidade da matriz é múltipla: sustentação das fibras, proteção das fibras, transferência de tensões entre fibras quebradas, etc. Tipicamente, a matriz tem densidade, rigidez, e resistência mais baixas do que as fibras. Entretanto, a combinação das fibras e uma matriz podem ter a resistência e a rigidez muito elevada, mantendo ainda a densidade baixa (BOERI, 2006).

As propriedades de um material compósito dependem das propriedades dos constituintes, da geometria e distribuição das fases. Um dos parâmetros mais importantes é a fração de volume ou massa do reforço. A distribuição do reforço determina a homogeneidade ou uniformidade do material. Quanto menos uniforme é a distribuição do reforço, maior será a heterogeneidade e maior será a probabilidade de falha nas áreas mais fracas do material. A geometria e orientação do reforço afetam a anisotropia do sistema.

As fases do sistema têm diferentes funções que dependem do tipo e aplicação do material compósito. No caso de baixo a médio desempenho dos materiais compósitos, o reforço, usualmente na forma de manta ou partículas, fornece pouca rigidez e somente resistência local no material. A matriz, por outro lado, é o principal agente que governa as propriedades mecânicas do material. No caso de materiais compósitos de alto desempenho, o reforço é a espinha dorsal do material que determina sua rigidez e resistência na direção das fibras. A matriz fornece proteção e suporte para as fibras e transferência de carga entre uma fibra e outra (SOUZA, n.d.).

Algumas vantagens na utilização de materiais compósitos, com resina epóxi.

- + Características próprias de acordo com sua configuração e proporções;
- + Tendência de corrosão reduzida;
- + Amortecimento das vibrações;
- + Menos sensível a imperfeições (geométrica e física);
- + Condutividade ou não condutividade elétrica (dependendo do material utilizado).

Algumas desvantagens na utilização de materiais compósitos, com resina epóxi.

- Baixa rigidez e resistência na direção perpendicular à fibra;
- Baixa rigidez e resistência de cisalhamento interlaminar;
- Resistência ao calor;
- Longa durabilidade (especialmente em relação a influência ambiental, por exemplo, calor, umidade, UV, agentes químicos, etc.);
- Comportamento frágil indesejável.

A anisotropia que é peculiar a esses materiais, torna possível desenvolver um projeto otimizado, que concilie as características geométricas e funcionais, com as propriedades mecânicas, visando à obtenção da confiabilidade desejada (ANON, 2009).

Entre as técnicas convencionais usadas para a obtenção das propriedades elásticas desses materiais, os mais utilizados são os ensaios mecânicos (BUNKER, 2001). Mas estes apresentam algumas desvantagens como a difícil obtenção de algumas constantes dos materiais, são destrutivos em sua natureza, custos altos envolvidos na produção e preparação de amostras, entre outros (BOERI, 2006).

## **2.2. MATRIZ POLIMÉRICA**

Um importante constituinte de um compósito é a matriz polimérica. Esta tem as funções de agregar as fibras, dar proteção à superfície das mesmas contra danos por abrasão e atenuar os efeitos adversos das condições ambientais na utilização do compósito. A matriz deve ter uma forte adesão à superfície do reforço, de tal forma que no carregamento aplicado a um componente, a matriz se deforme e transfira a carga entre as fibras contínuas e/ou descontínuas do compósito. Também, as propriedades de resistência à

compressão, resistência aos cisalhamentos interlaminar e no plano, e temperatura de serviço do componente são dominadas pelo sistema de matriz polimérica (KELLY, MILEIKO, 1983; STRONG, 1989; COSTA, 1998; FRANCO, 2003).

O papel da matriz é apoiar as fibras e uni-las entre si no material compósito. Ele transfere todas as cargas aplicadas às fibras, mantém as fibras em sua posição e orientação escolhida.

A cura pode ser simplesmente representada por pré-polímeros epóxi cujos reativos se juntam formando cadeias e reticulações. Na prática, há mais constituintes e o processo de cura é mais complexo. Uma vez que este processo tenha ocorrido o polímero está completamente curado (CORPORATION, 2013).

### **RESINA EPÓXI**

Polímeros termorrígidos, diferentemente dos termoplásticos, são rígidos e apresentam ruptura frágil, sendo muito estáveis a variações de temperatura. Após a polimerização (cura), não possuem a capacidade de se fundir novamente, apresentando decomposição quando aquecido a altas temperaturas. Esta característica torna a reciclagem desses polímeros bastante complicada. Na sua estrutura molecular as moléculas formam cadeias que estão ligadas fisicamente entre si, formando uma rede ou reticulado. Elas estão presas entre si por meio de numerosas ligações, não se movimentando com liberdade como no caso dos termoplásticos (GORNI, 2011).

Uma enorme variedade de agentes de cura é empregada no processamento de resinas epóxi. O tipo de reagente determina o tipo de reação, velocidade da reação e a gelificação. Os agentes de cura mais comuns são amínicos divididos em aminas alifáticas e aminas aromáticas. As alifáticas são muito reativas, exibindo tempo de gel relativamente baixo a temperatura ambiente. As aromáticas têm menor reatividade e necessitam de altas temperaturas (150 a 180°C) de cura (LEVY; PARDINI, 2006).

### **2.3. FIBRA DE CARBONO**

Fibras de carbono estão comercialmente disponíveis com uma variedade de seu módulo de elasticidade variando de 207GPa a 1035GPa a depender da aplicação desejada. Em geral, fibras de baixo módulo de elasticidade apresentam menor custo e maior resistência a ruptura por tração que fibras com alto módulo de elasticidade (SCHWARTZ, 1996).

Entre as vantagens da utilização da fibra de carbono estão sua alta razão peso/resistência e peso/modulo de elasticidade, baixo coeficiente de expansão térmico (o que garante maior estabilidade dimensional em aplicações espaciais por exemplo) e alta resistência a fadiga.

Entre as desvantagens seu alto custo pode ser citado como principal fator para exclusão de aplicações comerciais de forma mais vasta. É utilizado em sua maior parte nas indústrias aeroespacial e automotiva, onde a redução de peso é considerada mais crítica que o custo.

### **2.4. CLASSIFICAÇÃO DE MATERIAIS COMPÓSITOS QUANTO AO REFORÇO**

Os materiais compósitos podem ser classificados pelo tipo de reforços utilizados para o material da matriz como descrito logo a seguir.

#### **REFORÇO COM PARTÍCULAS**

Os compósitos reforçados com partículas, consistem em partículas de um material disperso numa matriz de um segundo material. As partículas podem ter qualquer forma ou tamanho, mas são geralmente esféricas, elipsoidais, poliédricas ou de forma irregular.

#### **REFORÇO COM FIBRAS**

Compósitos reforçados com fibras (CRF) são compósitos onde um componente de material (fibra) é usado como um material de reforço para a matriz.

O desempenho do compósito reforçado com fibras é avaliado pelo comprimento, forma, orientação, e composição das fibras bem como pelas propriedades mecânicas da matriz. O arranjo das fibras em relação umas às outras, a concentração das fibras e a sua distribuição influenciam significativamente a resistência e outras propriedades dos compósitos reforçados com fibras.

Existem duas configurações possíveis em relação à orientação das fibras: um alinhamento paralelo ao eixo longitudinal da fibra numa só direção e um alinhamento totalmente aleatório. Normalmente, as fibras contínuas estão alinhadas enquanto as fibras descontínuas podem estar desalinhadas, orientadas aleatoriamente ou parcialmente orientadas.

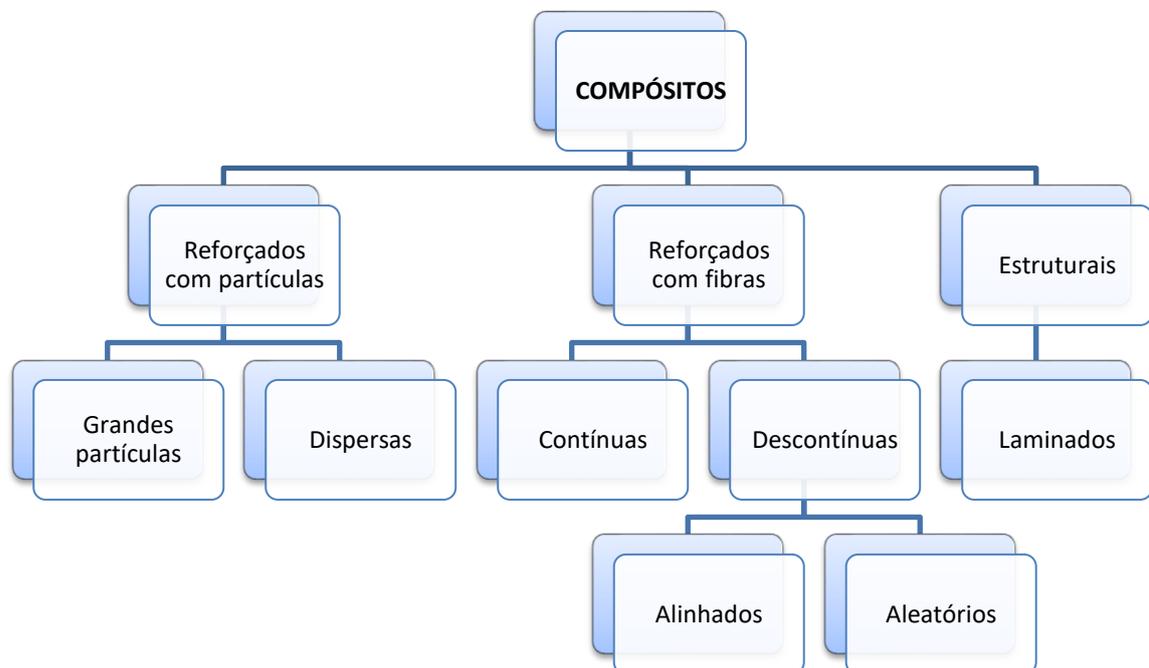
### FIBRAS CURTAS

As fibras curtas são pequenas e sem organização, tendo distribuição aleatória no compósito.

### FIBRAS LONGAS

Fibras contínuas ou longas são fibras usadas em tecidos, por exemplo. Elas são podem ser unidirecionais ou não.

De forma geral, podem-se classificar os materiais compósitos como visto na Figura 2 abaixo.



**Figura 2** - Classificação dos materiais compósitos quanto ao reforço utilizado (AUTOR, 2017)

## 2.5. CLASSIFICAÇÃO E PROPRIEDADE DE COMPÓSITOS QUANTO AO TECIDO

Tecidos de fibra de carbono são, basicamente, a união de duas laminas unidirecionais que podem ser dispostos de várias formas como ilustrado pela Figura 3.

Fibras em formas de mantas e fios, como fibras unidirecionais, são caracterizadas por fornecer reforços nas direções em que são dispostas. Estas fibras podem ser comercializadas na forma de *prepreg*, termo utilizado para caracterizar tecidos fibrosos pré-impregnados com resina formando um tipo de adesivo de fibra de carbono.

Os tecidos consistem em pelo menos dois fios que são tecidos juntos: o urdume e a trama. Um tecido moldável é mais fácil de colocar sobre formas complexas.

Uma das desvantagens em um compósito laminado é que a resistência na direção no eixo de sua espessura é muito baixa, pois a resina é o único material suporta a junção das laminas. Logo, o objetivo da utilização de tecidos pré-impregnados é não somente de produzir meios de se obter maior eficiência e menor custo, mas também obter compósitos mais tolerantes a falhas.

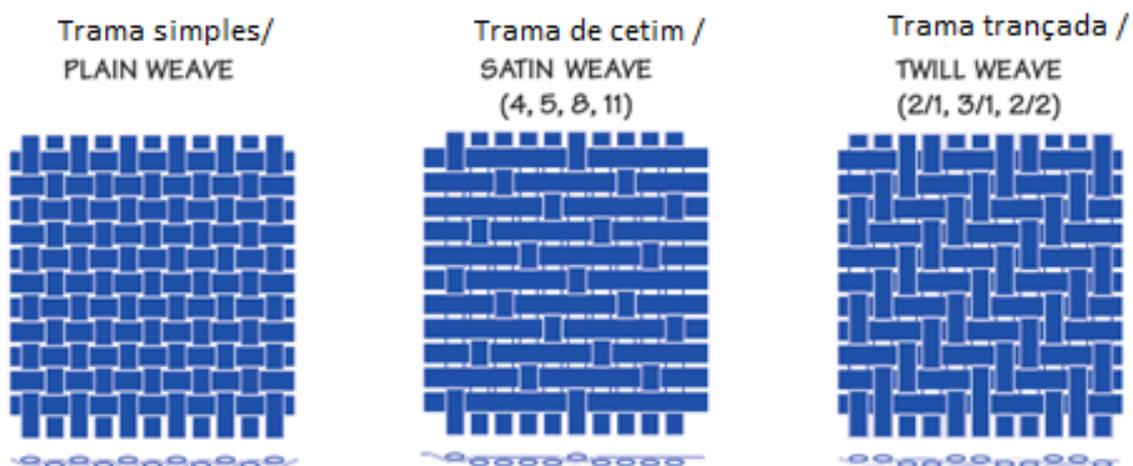
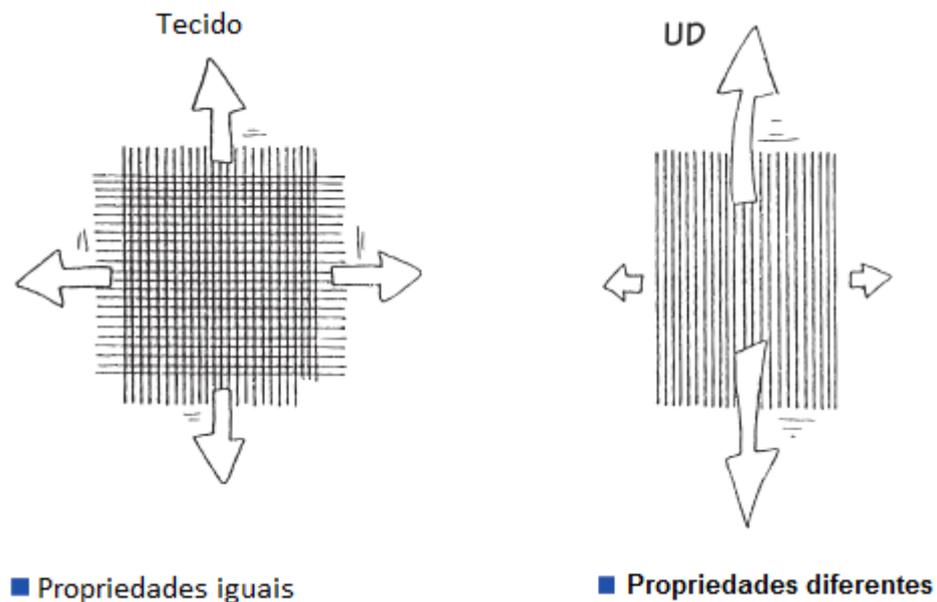


Figura 3 - Tipos de tecidos para compósitos(CORPORATION, 2013).

As fibras de um compósito são fortes e rígidas e suportam a maioria das cargas aplicadas. A matriz contribui principalmente para a temperatura de serviço, resistência mecânica e resistência ambiental do compósito. Como resultado, os compostos unidirecionais (UD) têm propriedades mecânicas predominantes numa direção e são considerados anisotrópicos. Materiais isotrópicos (a maioria dos metais) têm propriedades iguais em todas as direções.

Os componentes fabricados a partir de compósitos reforçados com fibras podem ser concebidos de modo que a orientação das fibras produza propriedades mecânicas ótimas, mas apenas podem aproximar-se da verdadeira natureza isotrópica dos metais como pode ser observado na Figura 4.

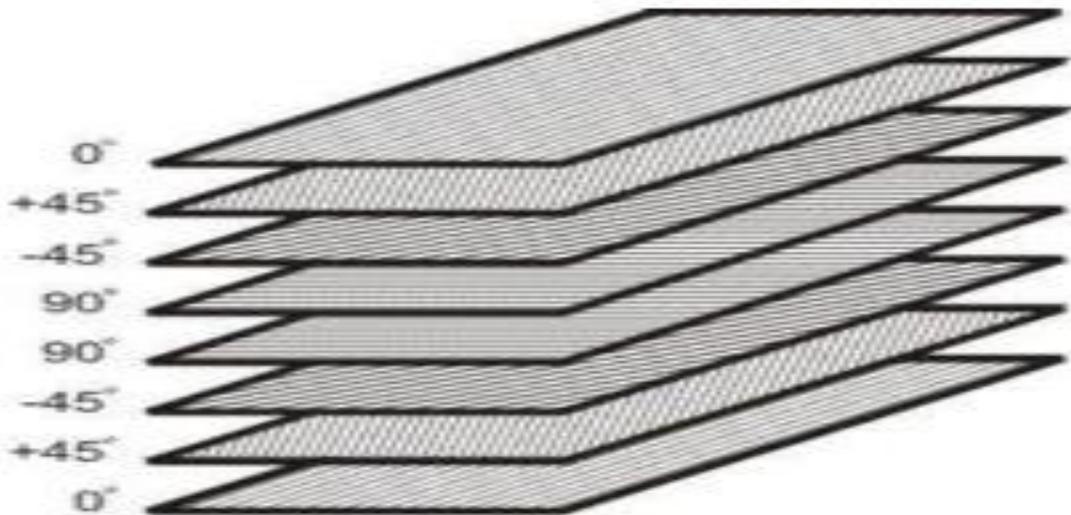


**Figura 4** - Características do compósito quanto a orientação das fibras. (CORPORATION, 2013)

## 2.6. MANUFATURA DE LAMINADOS

A partir da década de 60, os materiais compósitos de alto desempenho foram introduzidos de maneira definitiva na indústria aeroespacial. Com seu avanço foram criadas novas linhas para estruturas de elevado desempenho e com baixa massa específica.

Os compósitos laminados são aqueles fabricados com camadas de fibras sobrepostas, sejam unidirecionais ou multidirecionais como mostrado na Figura 5. Laminados consistem em camadas de pelo menos dois materiais diferentes que são conectados. A laminação é usada para combinar os melhores aspectos das camadas constituintes e do material de ligação a fim de se conseguir um material mais leve, mais resistente e de fácil manipulação (AGEORGES, YE, 2000; VIÑA, 2002; BERSEE, 2005).



**Figura 5** - Laminado simétrico com camadas em diferentes orientações (CORPORATION, 2013).

As camadas de um laminado são geralmente ligadas pelo mesmo material da matriz que é usada na lâmina. Isto é, uma parte da matriz é impregnada na lâmina e a outra parte é usada para ligar a lâmina com as lâminas adjacentes. Laminados podem ser compostos de placas de materiais ou, no contexto atual, de camadas de fibras.

Uma lâmina é um arranjo plano de fibras ou tecidos unidirecionais em uma matriz. Assume-se geralmente um laminado como sendo ortotrópico, e sua espessura depende do material de que é feita. As fibras agem como o agente reforçador e são resistentes e rígidas. A função da matriz está na sustentação e proteção das fibras e para fornecer meios de distribuição da carga entre as fibras (REZENDE, 2000).

A finalidade principal da laminação é fazer sob medida a dependência direcional da resistência e rigidez de um material composto para adequar o carregamento ao elemento estrutural (CHAWLA, 1987). Nos laminados, a direção principal de cada camada pode ser orientada de acordo com a necessidade.

Laminados são designados de modo a indicar o número, tipo, orientação e sequência de empilhamento das camadas. Além disso, indicam a exata localização ou sequência das várias camadas de empilhamento (DANIEL, 1994).

## 2.7. MECANISMOS DE FALHA

Segundo a literatura desenvolvida por Freire Junior (2001), os principais tipos de falha encontrados em materiais compostos laminados são fissuração na matriz, ruptura da fibra, desaderência fibra-matriz, delaminação e microflambagem. Os modos de falha são ilustrados na Figura 6.

- **Fissuração na matriz:** Ocorrência de uma ou mais fissuras na matriz do material compósito (fratura coesiva na matriz).
- **Ruptura da Fibra:** Ocorrência da ruptura transversal ou longitudinal da fibra (fratura coesiva na fibra).
- **Desaderência fibra-matriz:** Descolamento na interface entre a fibra e a matriz (fratura adesiva).
- **Delaminação:** Desaderência entre as camadas de um compósito laminado.
- **Microflambagem:** Deformação ocasionada nas fibras do laminado quando submetido a esforços de compressão formando pequenas desaderências na interface fibra/matriz.

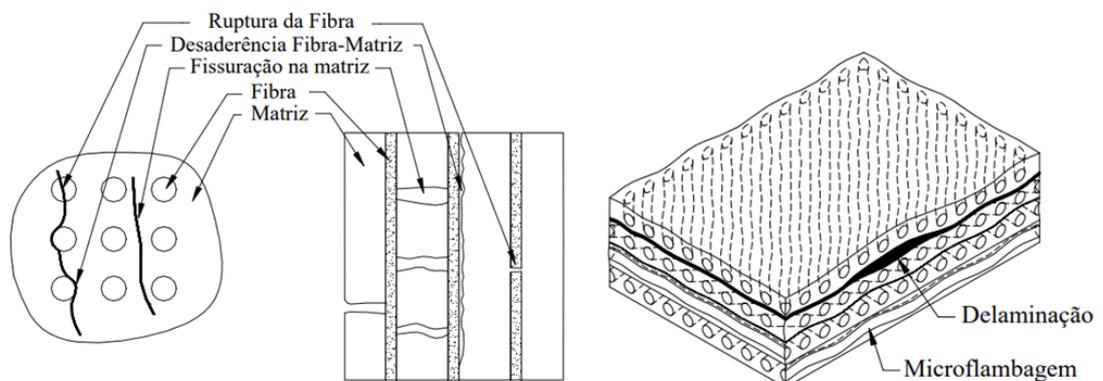


Figura 6 – Tipos de falha em materiais compósitos.

A fissuração na matriz, a ruptura de fibra e a desaderência fibra-matriz são tipos de danos que podem ocorrer em qualquer material composto fibroso, porém a delaminação só pode ocorrer em materiais compostos laminados. Com exceção da microflambagem (só ocorre com aplicação de cargas compressivas), todos os tipos de danos aqui descritos são comuns, independentemente do tipo de carga aplicada (Hamelin, 1988; Yang et al., 2000).

## 2.8. COMPORTAMENTO MECÂNICO DE MATERIAIS COMPÓSITOS

O comportamento mecânico de materiais compósitos é classificado, de maneira geral, como linear elástico e, portanto, sua curva tensão-deformação se caracteriza por uma reta. A Figura 7 ilustra uma curva típica de um material compósito. O material é frágil, em concordância com o comportamento de seu material de reforço, constituinte que governa o comportamento mecânico do material quando este é submetido a esforços na direção longitudinal às fibras. A fragilidade do material se caracteriza por baixos valores de deformação na fratura.

A matriz geralmente é composta de um material dúctil, sua deformação quando submetida a tensões segue uma curva similar à de materiais metálicos, possuindo uma região de deformação elástica e outra região de deformação plástica. Já as fibras apresentam um comportamento frágil, porém muito resistente. Sua tensão de ruptura é muito elevada se comparada à matriz, porém não existe nenhum aviso prévio sobre o rompimento destas fibras na curva de tensão versus deformação. Logo, o que ocorre nos laminados é basicamente, no estágio I, deformação elástica do conjunto fibra e matriz, caracterizando um comportamento linear. Já no estágio II, o comportamento continua a ser linear, porém com uma inclinação menor. Nesta região já existe grande parte do encruamento da matriz, se deformando plasticamente, enquanto as fibras continuam sob deformação elástica.

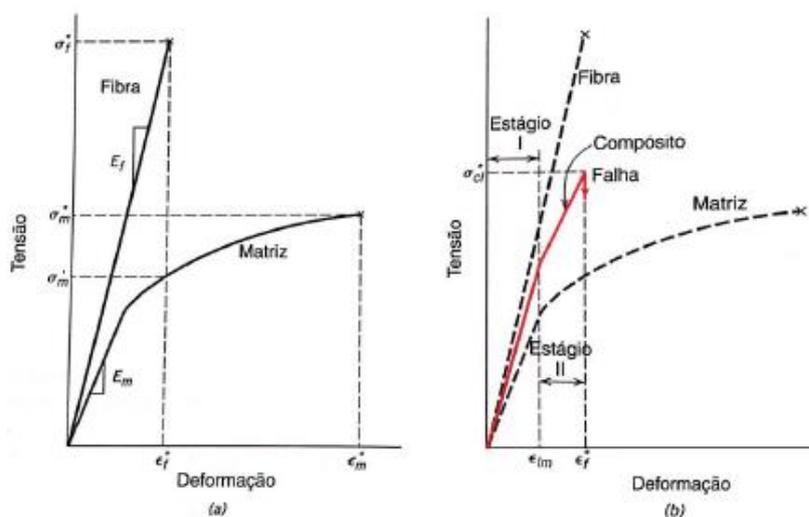


Figura 7 - Curva tensão deformação típica para materiais compósitos.

A configuração (orientação e distribuição das fibras, comprimento e número das camadas) do laminado composto influencia, significativamente, as suas propriedades mecânicas como ilustra a Figura 8. A configuração do laminado está diretamente ligada ao modo como são distribuídas as tensões quando, o laminado, é submetido a carregamentos externos sejam estes de tração, compressão ou cisalhamento (Herakovich, 1997; Davies et al., 1999; Nakamura et al., 2000).

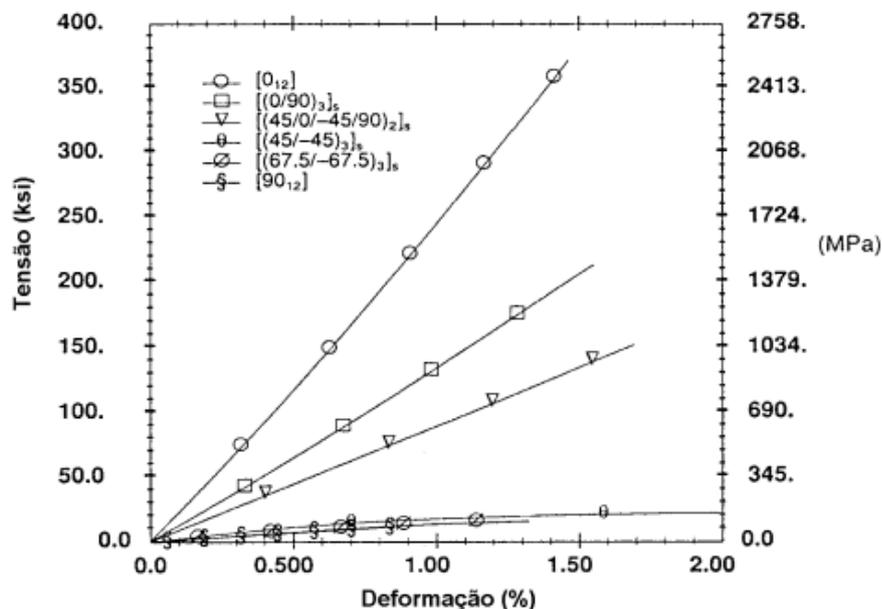
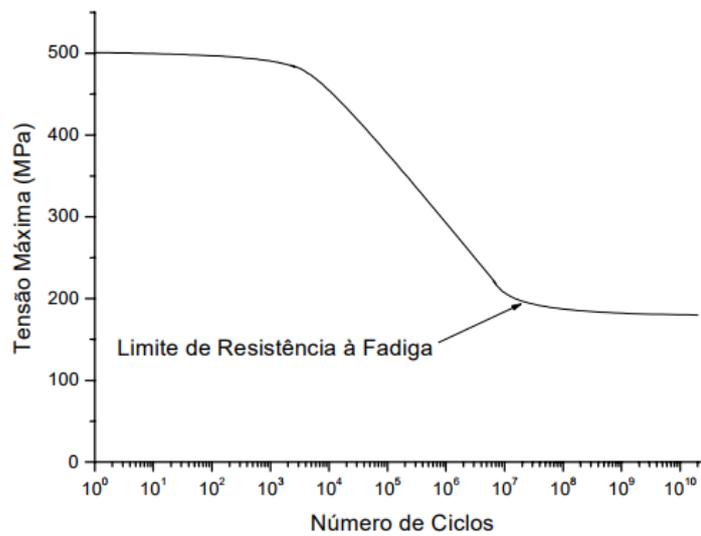


Figura 8 – Diagrama tensão deformação para um laminado de fibra de carbono com poliamida para várias configurações.

Quando submetido a condições de cargas cíclicas (fadiga), a curva tensão versus o número de ciclos (curva S-N) da maioria dos laminados não possui um valor determinado de limite de resistência à fadiga. Além disso, os materiais compósitos não mantêm o mesmo valor de tensão máxima na fadiga de baixo ciclo, como é o caso dos materiais ferrosos. Isto ocorre devido a uma diminuição progressiva da resistência mecânica, do laminado, em consequência da formação de danos no mesmo (Philippidis et al., 1999; Gamstedt et al. (a), 1999; Whitworth, 1998; Ding et al., 1995).

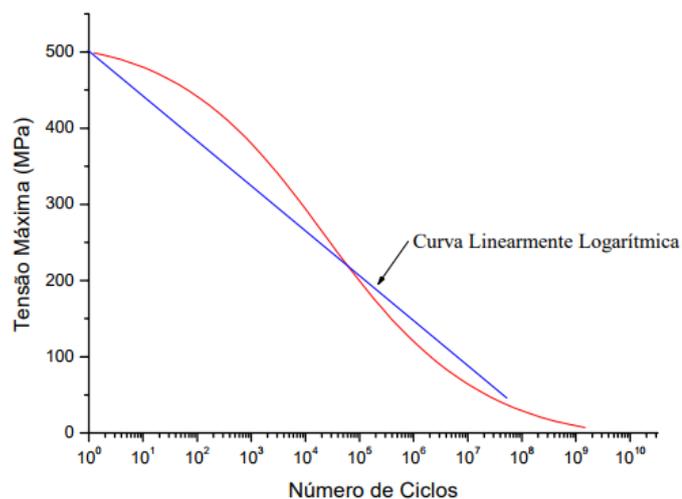
Na Figura 9 mostra-se um exemplo clássico (materiais ferrosos) da curva semilogarítmica da tensão máxima versus o número de ciclos de ruptura, na qual percebe-se que, de 1 até 1000 ciclos, o valor da tensão máxima é praticamente o mesmo, ou seja, nesta região o material não possui perda de resistência mecânica (fadiga de baixo ciclo). Após

1000 ciclos ocorre um decréscimo na resistência do material até um determinado valor de tensão máxima, na qual o material não rompe mais por fadiga, independentemente, do número de ciclos aplicado. Esta região é definida como fadiga de alto ciclo e o valor de tensão máxima é definido como o limite de resistência à fadiga do material (SOUZA, 1982).



**Figura 9** – Curva S-N para Materiais metálicos ferrosos (SOUZA, 1982).

Na Figura 10 mostram-se dois comportamentos mais comuns da curva S-N para laminados compostos.



**Figura 10** – Formas mais comuns de curvas S-N para Compósitos Laminados, plástico reforçado com fibra (FREIRE, 2001).

## 2.9. EQUACIONAMENTO MATEMÁTICO PARA LAMINADOS

Este capítulo é dedicado a apresentação da teoria, suposições e equacionamentos utilizados neste trabalho para estudar o comportamento de materiais compósitos laminados submetidos a esforços de tração, compressão, impacto e fadiga.

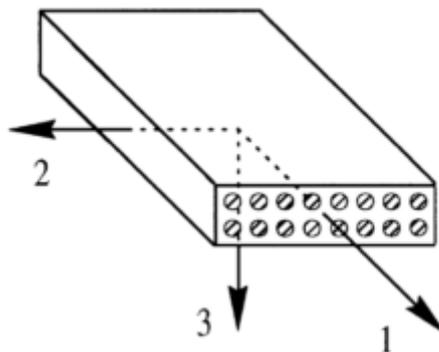
A teoria clássica dos laminados se baseia nas seguintes suposições:

- Para análises em planos bidimensionais, a tensão é constante através da espessura;
- O laminado é estreito comparado a suas dimensões no seu próprio plano;
- Cada camada unidirecional é homogênea e ortotrópica;
- As deformações são pequenas comparadas com a espessura do laminado;
- O comportamento continua linear.

Com essas suposições satisfeitas é possível obter respostas do laminado e as constantes podem ser encontradas (BAKER, 2004).

### 2.9.1. TRAÇÃO E COMPRESSÃO

Como demonstrado por Baker (2004), considere um elemento retangular de uma única lâmina com os lados do elemento paralelos e perpendiculares à direção da fibra como ilustrado na Figura 11. Assim, os eixos do elemento são definidos como: eixo 1 na direção da fibra, eixo 2 perpendicular à direção da fibra e eixo 3 perpendicular ao plano da lâmina.



**Figura 11** - Orientação dos eixos principais do material compósito (BAKER, 2004).

Quando essa lâmina é submetida a esforços em seu plano 1-2, tensões e deformações associadas com seus eixos são denotadas como:

$\sigma_1$  = tensão na direção da fibra;

$\sigma_2$  = tensão na direção perpendicular à fibra;

$\tau_{12}$  = tensão de cisalhamento ;

$\varepsilon_1$  = deformação na direção da fibra;

$\varepsilon_2$  = deformação na direção perpendicular a fibra;

$\gamma_{12}$  = deformação na direção 3;

Um material com três planos de simetria (012, 023 e 031) mutuamente ortogonais é conhecido como ortotrópico. A relação tensão deformação para um material ortotrópico sob um plano de tensões tem a seguinte forma:

**Equação 1** – Relação tensão-deformação para um material ortotrópico.

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

Onde:

$E_{11}$  = Módulo de Young na direção 1.

$E_{22}$  = Módulo de Young na direção 2.

$G_{12}$  = Módulo de cisalhamento.

$\nu_{12}$  = Coeficiente de Poisson referente a contrações na direção 1 por uma tensão na direção 2.

$\nu_{21}$  = Coeficiente de Poisson referente a contrações na direção 2 por uma tensão na direção 1 (demonstrado pela Equação 2).

Para a lâmina aqui considerada,  $E_1$  é bem maior que  $E_2$  ou  $G_{12}$  pois se refere a uma propriedade dominada pela fibra que apresenta uma resistência maior que a resina utilizada.

Existem 5 constantes do material na Equação 1, mas apenas 4 delas são independentes por conta da relação apresentada pela Equação 2.

**Equação 2** – Lei fundamental da elasticidade.

$$\frac{\nu_{12}}{E_{11}} = \frac{\nu_{21}}{E_{22}} \quad \text{ou} \quad \nu_{21} = \nu_{12} \frac{E_{22}}{E_{11}}$$

Logo, são quatro as constantes elásticas que caracterizam um compósito unidirecional:

$$E_{11}, E_{22}, \nu_{12} \text{ e } G_{12}$$

Da Equação 1 define-se então a matriz de conformidade **S**:

**Equação 3**

$$S = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}} & -\frac{\nu_{21}}{E_{22}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}}{E_{11}} & \frac{1}{E_{22}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix}$$

Chega-se a seguinte expressão para deformação do laminado:

**Equação 4**

$$\varepsilon_{12} = S\sigma_{12}$$

A equação para a tensão se torna então:

**Equação 5**

$$\sigma_{12} = Q\varepsilon_{12}$$

Logo:

Equação 6

$$Q = \begin{bmatrix} \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{21}E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix}$$

Por comparação entre a Equação 4 e a Equação 5 ,a matriz de rigidez  $Q$  é definida como sendo:

$$Q = S^{-1}$$

### CARREGAMENTO OFF-AXIS DE UMA LÂMINA

Já que laminados são materiais compósitos constituídos de várias camadas (dispostas uma sobre a outra) de laminas de um compósito unidirecional, onde a direção das fibras é, geralmente, mudada de camada para camada; haverá camadas que não estarão alinhadas com a aplicação da tensão. Para este caso, é útil analisar somente uma lamina rotacionada como a mostrada na Figura 12.

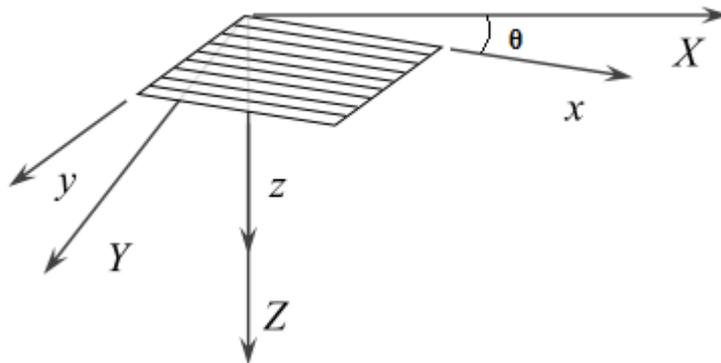


Figura 12 - Transformação do eixo de coordenadas global.

As relações para a lamina rotacionada são:

**Equação 7**

$$\sigma_{12} = T\sigma_{xy} \text{ ou } \sigma_{xy} = T^{-1}\sigma_{12}$$

**Equação 8**

$$\bar{\varepsilon}_{12} = T\bar{\varepsilon}_{xy} \text{ ou } \bar{\varepsilon}_{xy} = T^{-1}\bar{\varepsilon}_{12},$$

**T** é a matriz de transformação, dada por:

$$T = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & (m^2 - n^2) \end{bmatrix}$$

$$T^{-1} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & (m^2 - n^2) \end{bmatrix}$$

Onde:

$$m = \cos \theta$$

$$n = \sin \theta$$

Podemos reescrever a Equação 5 como:

**Equação 9**

$$\sigma_{12} = QR\bar{\varepsilon}_{12}$$

R é definida como matriz de Reuters:

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}$$

Da Equação 7, lembramos que:

$$\sigma_{xy} = T^{-1}\sigma_{12}$$

Usando a Equação 9:

$$\sigma_{xy} = QRT^{-1}\varepsilon_{12}$$

Combinando com a Equação 8:

$$\sigma_{xy} = TQRT^{-1}\bar{\varepsilon}_{xy} = TQRT^{-1}R^{-1}\varepsilon_{xy}$$

Finalmente, podemos escrever:

**Equação 10**

$$\sigma_{xy} = \bar{Q}\varepsilon_{xy}$$

Onde  $\bar{Q}$  é a matriz de rigidez transformada:

$$\bar{Q} = TQRT^{-1}R^{-1}$$

**Equação 11**

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{33})n^2m^2 + Q_{22}n^4$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{33})n^2m^2 + Q_{22}m^4$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{33})n^2m^2 + Q_{12}(m^4 + n^4)$$

$$\bar{Q}_{33} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{33})n^2m^2 + Q_{33}(m^4 + n^4)$$

$$\bar{Q}_{13} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{33})nm^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{33})n^3m$$

$$\bar{Q}_{23} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{33})n^3m + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{33})nm^3$$

Para deformação em função da tensão, a partir da Equação 10:

**Equação 12**

$$\varepsilon_{xy} = \bar{Q}^{-1} \sigma_{xy} = \bar{S} \sigma_{xy}$$

Onde  $\bar{S} = \bar{Q}^{-1}$ .

Sabendo que  $E_x = \frac{\sigma_x}{\varepsilon_x}$  e setando  $\sigma_x = \{\sigma_x \ 0 \ 0\}$ , é possível obter, por meio da Equação 12, para todos os valores de  $\theta$ :

**Equação 13**

$$E_x = \frac{1}{\bar{S}_{11}}$$

$$E_y = \frac{1}{\bar{S}_{22}}$$

$$G_{xy} = \frac{1}{\bar{S}_{33}}$$

### **RIGIDEZ DE LAMINADOS**

Em sua utilização prática, materiais compósitos podem estar sujeitos a carregamentos normais e de flexão simultaneamente. Em sua formulação então, ambos devem ser levados em consideração para descrever o comportamento desse laminado.

As tensões devido o momento podem ser definidas em termos das curvaturas das laminas, assim:

$$\varepsilon_x = zk_x$$

Sendo  $z$  a coordenada normal, tendo origem no meio do laminado e sendo positiva para baixo e  $k$  a curvatura da lâmina. Logo:

**Equação 14**

$$\varepsilon_{xy} = \varepsilon^0 + zk$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + k \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix}$$

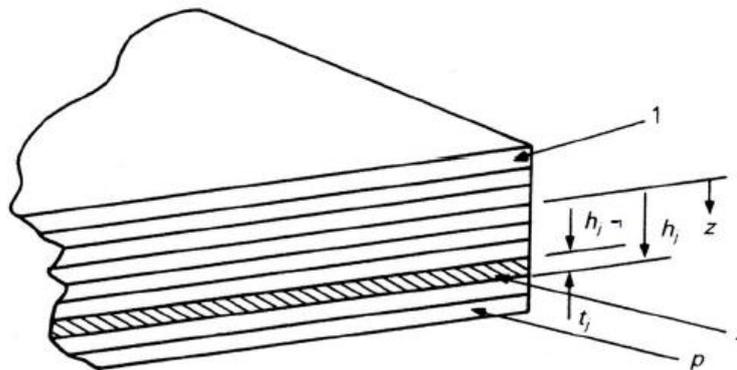
No processo de fabricação todas as laminas são curvadas juntas, assume-se então que as mesmas têm deformação inicial e curvaturas iguais.

Assim, combinando Equação 10 e Equação 14, para uma camada  $j^n$ , tem-se:

**Equação 15**

$$\sigma_{xyj} = \bar{Q}_j \varepsilon^0 + z \bar{Q}_j k$$

Onde  $p$  é o número total de camadas do laminado. A Figura 13 ilustra uma única camada e seus parâmetros dentro do laminado.



**Figura 13** – Ilustração dos parâmetros associados a um laminado.

As tensões podem ser convertidas em forças equivalentes:

**Equação 16**

$$N_{xj} = \sigma_{xj} t_j$$

Onde  $t_j$  é a espessura de cada camada.

Considerando as resultantes de todas as lâminas, a força total deve ser igual a força externa agindo no laminado:

$$N_x = \sum_{j=1}^p N_{xj} = \sum_{j=1}^p \sigma_{xj} t_j$$

Repetindo o processo para  $N_y$  e  $N_{xy}$ :

**Equação 17**

$$N = \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{j=1}^p \left[ \bar{Q} \varepsilon^0 \int_{h_{j-1}}^{h_j} dz + kz \int_{h_{j-1}}^{h_j} \bar{Q} dz \right]$$

Note que  $\varepsilon^0$  e  $k$  não são funções de  $j$ . Reescrevendo a Equação 17:

$$N = \left[ \varepsilon^0 \sum_{j=1}^p \bar{Q}_j \int_{h_{j-1}}^{h_j} dz + k \sum_{j=1}^p \bar{Q}_j \int_{h_{j-1}}^{h_j} zdz \right]$$

Assim:

**Equação 18**

$$N = A \varepsilon^0 + B k$$

A força equivalente também gera um momento sobre o plano principal. Usando  $\sigma_x$  para ilustrar o processo tem-se que:

$$M_{xj} = \sigma_{xj} t_j z_j$$

Levando em conta todas as laminas:

$$M_x = \sum_{j=1}^p M_{xj} = \sum_{j=1}^p \sigma_{xj} t_j z_j$$

De forma similar, para  $M_y$  e  $M_{xy}$  e usando a Equação 14:

**Equação 19**

$$M = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \left[ \varepsilon^0 \sum_{j=1}^p \bar{Q}_j \int_{h_{j-1}}^{h_j} dz + k \sum_{j=1}^p \bar{Q}_j \int_{h_{j-1}}^{h_j} z^2 dz \right]$$

Assim:

**Equação 20**

$$M = B \varepsilon^0 + D k$$

As Equação 18 e Equação 20 são conhecidas como as equações constituintes do laminado e são representadas na forma matricial pela Equação 21.

**Equação 21**

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ k \end{bmatrix}$$

Relembrando:

**Equação 22**

$$A_{rs} = \sum_{j=1}^p \bar{Q}_{rsj} [h_j - h_{j-1}]$$

$$B_{rs} = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^p \bar{Q}_{rsj} [h_j^2 - h_{j-1}^2]$$

$$D_{rs} = \frac{1}{3} \sum_{j=1}^p \bar{Q}_{rsj} [h_j^3 - h_{j-1}^3]$$

A matriz  $A_{rs}$  reflete a rigidez à tração e à compressão do laminado. Já a matriz  $B_{rs}$  é a matriz de acoplamento entre a rigidez planar e a rigidez à torção.  $D_{rs}$  é a matriz que reflete a rigidez a flexão. O vetor  $\varepsilon^0$  representa componentes de deformação no plano e o vetor  $k$  representa componentes de rotação de corpo rígido.

### 2.9.2. IMPACTO

Testes sob condições de cargas dinâmicas como uma batida, por exemplo, medem a energia absorvida antes da fratura. Contudo, não apresenta informações referentes a cargas residuais e resistência pós-impacto.

No ensaio de impacto o corpo de prova é bi-apoiado como uma viga simples, com um entalhe central. O corpo de prova é posicionado de forma que o entalhe fique na face oposta à face de impacto como mostra a Figura 14. O posicionamento do entalhe é tal que o impacto ocorre na região de maior tensão, a seção transversal média do corpo de prova.



**Figura 14** – Corpo de prova posicionado para o ensaio de impacto.

O teste se tornou conhecido como o teste Charpy no início de 1900, devido às contribuições técnicas e esforços de normalização realizadas por Georges Charpy. O teste foi fundamental para a compreensão dos problemas de fratura de navios durante a Segunda Guerra Mundial.

O ensaio é realizado em pêndulo de impacto como ilustra a Figura 15. O martelo do pêndulo, com uma borda de aço endurecido de raio específico, é liberado de uma altura conhecida causando a ruptura do corpo de prova pelo efeito da carga instantânea. A altura de elevação do martelo após o impacto dá a medida da energia absorvida pelo corpo de prova.

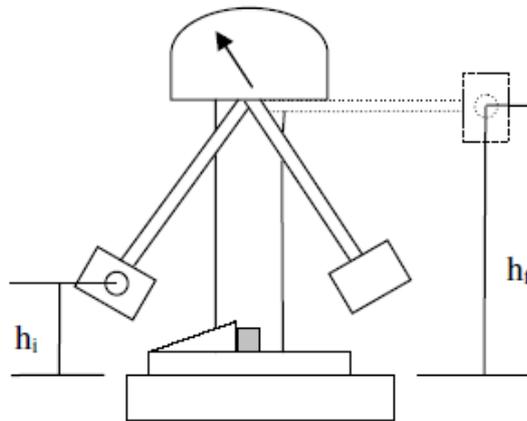


Figura 15 - Ilustração do pêndulo Charpy.

Máquinas de ensaio do tipo Charpy são comumente equipadas com escalas que medem a energia absorvida pelo corpo de prova de forma direta sabendo que a diferença das alturas inicial e final é diretamente proporcional a quantidade de energia perdida devido à fratura do corpo de prova.

A energia total da fratura é determinada por:

**Equação 23**

$$E = mg(h_i - h_f)$$

Sendo:

$m$  = a massa do martelo

$g$  = aceleração da gravidade

$h_i$  = altura inicial antes da fratura.

$h_f$  = altura máxima atingida após a fratura do corpo de prova.

Outro dado importante é a velocidade com que o martelo atinge o espécime ensaiado. A velocidade de impacto pode ser obtida através da equação da energia e é representada abaixo:

**Equação 24**

$$v = \sqrt{2gh_i}$$

Análises matemáticas mais detalhadas sobre o comportamento a impacto dos materiais compósitos não foram encontrados.

### **2.9.3. FADIGA**

A fadiga dos materiais compósitos é completamente diferente da fadiga em metais. O desenvolvimento simultâneo no compósito de numerosas fissuras torna impossível medir o dano por fadiga com base em uma única fissura, como na mecânica da fratura. Estudos sobre dano cumulativo em materiais compósitos estão relacionados, principalmente, com a investigação da resistência residual e a diminuição da rigidez durante o processo de fadiga. O dano por fadiga depende de outros mecanismos de falha, tais como ruptura das fibras, fissuração da matriz, delaminação e descolamento. A combinação destes mecanismos pode afetar prejudicialmente algumas das propriedades destes materiais, como, a resistência e a rigidez.

Baker et al. (2004), desenvolveram diagramas de fadiga para explicar o comportamento de compósitos unidirecionais de fibra de carbono e matriz epóxi sob cargas cíclicas. Esse diagrama é basicamente dividido em regiões de tensões que são explicadas abaixo:

- A altas tensões, entre 65 e 90% da tensão de resistência a tração, fibras aleatórias se rompem a cada aplicação de força e começam a agir como concentradores de tensão sob as fibras ao seu redor. Assim, mesmo que delaminações não ocorram (pois a ligação fibra/matriz é elevada) trincas na matriz aparecem aumentando a taxa de rompimento das fibras levando a ruptura do material.

- A baixas tensões, tensões abaixo do limite de resistência a fadiga da matriz ou abaixo e 50% do limite de resistência a tração, algumas trincas na matriz podem ocorrer a devido concentradores de tensão locais, mas essas trincas não se propagam. Logo as fibras tendem a não sofrer danos ou ruptura.

Assim como no impacto, equacionamentos matemáticos sob fadiga não foram desenvolvidos. Porém, seu comportamento pode ser entendido através de uma análise de tensões em conjunto com outros testes mecânicos como o de tração e compressão.

### 3. METODOLOGIA

#### 3.1. CONFECÇÃO DOS CORPOS DE PROVA

A confecção dos corpos de prova foi realizada por Guilherme Pacheco (2016) seguindo as recomendações da norma ASTM D3039 e D3518. Foram produzidos laminados em fibra de carbono, curado em resina epóxi, com 250 mm de comprimento, 25 mm de largura e 2,5 mm de espessura.

O corpo de prova fabricado possui 11 camadas de tecido *plain weave*, totalizando 22 camadas unidirecionais, posicionados a  $+45^\circ$  e  $-45^\circ$ . O laminado é então representado como  $[(+45/-45)_5 / +45]_s$ .

O processo de laminação e impregnação manual das placas definitivas se iniciou com o planejamento de corte do tecido de fibra de carbono. Para marcar o corte no tecido foi utilizado um molde quadrado de 270 mm de lado. Utilizando um esquadro, o molde foi posicionado de forma angulada, a  $45^\circ$  em relação à direção das tramas. Desta forma foi possível obter os laminados orientados a  $45^\circ$  e  $-45^\circ$  como planejado. Na Figura 16 e Figura 17 ilustra-se o planejamento do corte das camadas.



Figura 16 - Gabarito de corte angulado a  $45^\circ$ .



Figura 17 - Diagrama de corte.

Ao final dos cortes foram obtidas 22 camadas de tecido de 270 mm por 270 mm.

Os processos de laminação e impregnação de resina foram realizados de forma manual.

As fibra utilizada foi a Fibertex T300, de densidade igual a  $1360 \text{ kg/m}^3$  e módulo de elasticidade de  $135 \text{ GPa}$ . A resina foi a Araldite LY 1564 + Endurecedor - Ren HY 150, marca Hunstman® com densidade de  $1200 \text{ kg/m}^3$ , resistência à tração de  $25,64 \text{ N/mm}^2$ , resistência à flexão de  $50,96 \text{ N/mm}^2$  e resistência à compressão de  $169,21 \text{ N/mm}^2$ .

Por recomendação do fabricante foi utilizada uma proporção em peso de resina epóxi e endurecedor de 100:15. Desta forma, para 347g de fibra seca foram utilizados 250g de resina e 37,5g de endurecedor. Segundo a recomendação, o produto final resultaria em 54,69% em peso de fibra e 45,31% em peso de mistura, caso toda a resina permanecesse impregnada às fibras durante o processo de cura.

A razão de se utilizar esta proporção (fibra seca - mistura resina e endurecedor) se devido ao fato da resina ser pouco viscosa, e, portanto, possuir uma alta taxa de escoamento quando submetida a pressão de vácuo. Desta maneira, foi considerado o menor desperdício de mistura possível.

Uma vez que a resina e endurecedor estão devidamente misturados, a laminação manual é iniciada. Cada camada de manta de *plain weave* é então molhada com a mistura. Este procedimento foi realizado em cima de um plástico para que fosse possível espalhar a mistura com espátulas, sem sujar o local de trabalho; resultando assim em camadas pré impregnadas com a mistura e depois empilhadas as 11 camadas para a construção do laminado, como é mostrado na Figura 18.



**Figura 18** - Impregnação de resina manual.

O fabricante recomenda que o procedimento de cura do material deva ser feito durante 24 horas a temperatura ambiente.

Um procedimento de pós-cura é recomendado, para garantir que toda a resina esteja com suas propriedades mecânicas adequadas. Este procedimento de pós-cura é realizado em quatro estágios, controlado por dois programas:

- Programa 1: Estágios 1 e 2 - 2hrs a 70°C e 2hrs a 90°C.
- Programa 2: Estágios 3 e 4 – 2hrs a 120°C e 8 a 16hrs a 150°C.
  - Os programas utilizaram uma taxa de acréscimo de temperatura de 6°C/min entre os estágios, até atingida a temperatura desejada.

Após o processo de cura e pós-cura do laminado foram obtidas duas placas rígidas de fibra de carbono, como ilustra abaixo a Figura 19.



**Figura 19** - Placas rígidas de fibra de carbono

A norma ASTM D3039 estabelece que a espessura dos corpos de prova pode ser especificado pelo projetista, ou seja, não existe valor determinado para este parâmetro. Portanto, a espessura pode variar conforme as necessidades dos testes ou aplicações. De todas as formas, foi decidido adotar o máximo valor recomendado pela norma, que é de 2,5mm. Na Figura 20 são mostradas de forma esquemática as dimensões finais dos corpos de prova construídos e na Figura 21 é apresentada a fotografia de um deles.

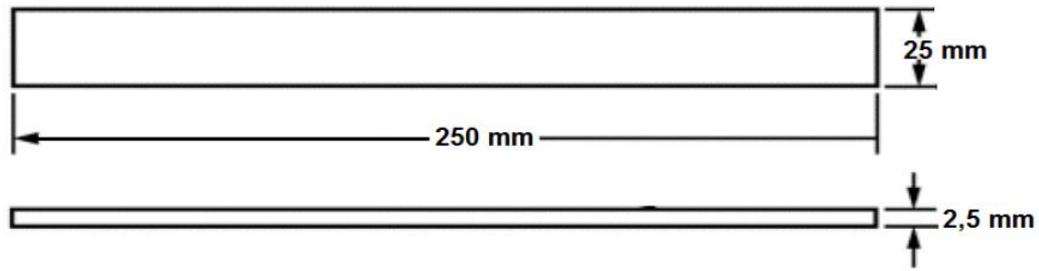


Figura 20 – Dimensões dos corpos de prova fabricados.



Figura 21 – Corpo de prova finalizado (Pacheco, 2016).

### 3.2. ENSAIOS MECÂNICOS

Simulações são muito úteis, porém, não devem e não podem substituir completamente a validação experimental. Mas sim ser aplicada em conjunto por dois principais motivos (BAKER, 2004).

Primeiramente, medições experimentais são necessárias para obter as propriedades do material que servirão para a elaboração de modelos que serão aplicados numericamente. Especialmente para materiais compósitos, muitas vezes as modelagens não apresentam resultados tão realísticos, pois as propriedades do material não estão disponíveis na literatura ou tem valores incorretos.

Segundo, um modelo numérico deveria ser sempre verificado experimentalmente antes de ser usado como base para guiar processos de manufatura.

Os testes experimentais foram realizados no Laboratório de Materiais da Faculdade Gama da Universidade de Brasília (UnB/FGA). Os testes de tração, compressão e fadiga foram desenvolvidos numa máquina de ensaios marca INSTRON, modelo 8801, dotada de uma célula de carga com capacidade de 10KN, acoplada a um sistema de aquisição e processamento de dados.

Os testes de impacto foram feitos num pêndulo, marca PANTEC, de 300 J de energia potencial e equipado com acessórios para realizar ensaios do tipo Charpy.

Todos os testes foram realizados em uma temperatura controlada de aproximadamente 25°C.

### 3.2.1. TESTE EXPERIMENTAL DE TRAÇÃO UNIAXIAL

O teste foi realizado por Pacheco (2016) seguindo as recomendações da norma ASTM D3039. O corpo de prova tem dimensões conforme ilustrado pela Figura 22. A velocidade do ensaio foi configurada em 8 mm/min.

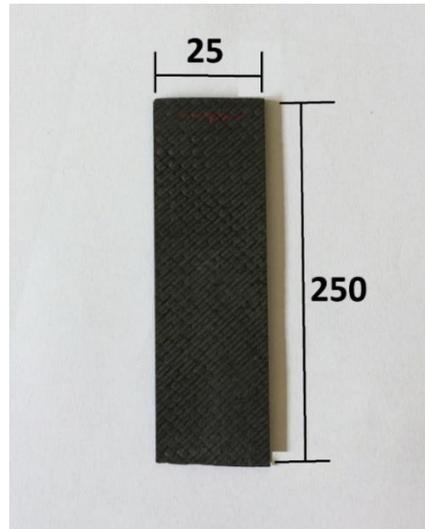
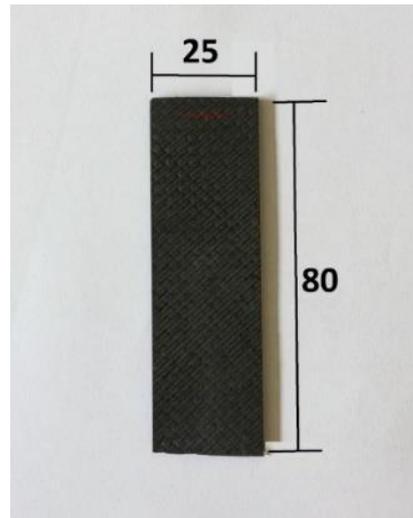


Figura 22 – Corpo de prova para teste de tração (dimensões em mm).

### 3.2.2. TESTE EXPERIMENTAL DE COMPRESSÃO UNIAXIAL

De modo geral, podemos dizer que a compressão é um esforço axial, que tende a provocar um encurtamento do corpo submetido a este esforço. Nos ensaios de compressão, os corpos de prova são submetidos a uma força axial para dentro, distribuída de modo uniforme em toda a seção transversal do corpo de prova.

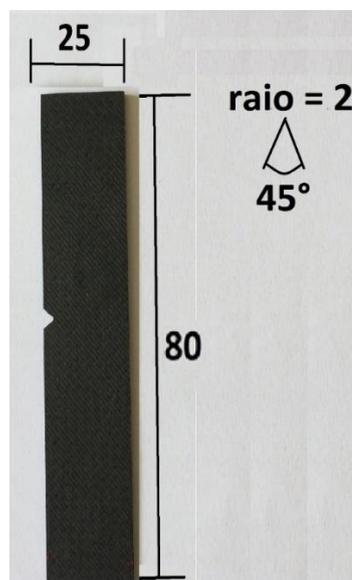
O teste foi realizado seguindo as recomendações das normas ASTM D3410 e D695. Para a realização de um ensaio de compressão em um material, cuidados devem ser tomados para que os corpos de prova não sofram flambagem. Para solucionar-se este problema pode-se utilizar garras especiais que evitem a flambagem ou então pode-se diminuir o comprimento útil do corpo de prova. Neste trabalho preferiu-se utilizar a segunda solução. O corpo de prova tem dimensões conforme ilustrado pela Figura 23. A velocidade do ensaio foi configurada em 3 mm/min.



**Figura 23** - Corpo de prova para teste de compressão (dimensões em mm).

### 3.2.3. TESTE EXPERIMENTAL DE IMPACTO

Para o ensaio de impacto, o corpo de prova tem dimensões ilustradas pela Figura 24.



**Figura 24** – Corpo de prova para ensaio de impacto (dimensões em mm).

### 3.2.4. TESTE EXPERIMENTAL DE FADIGA

Por conta da grande eficiência de materiais compósitos com alto volume de fibras, menos ênfase foi dada a esse aspecto de performance que as outras propriedades mecânicas. A frequência de aplicação da carga é geralmente baixa, para evitar aquecimento.

Os ensaios de fadiga foram feitos com uma frequência de 10Hz com comportamento senoidal e razão de fadiga  $R=0$ . O número máximo de ciclos foi setado como  $10^4$  já que o objetivo era entender seu comportamento a altas tensões, uma vez que, com base na literatura (JUNIOR, 2004), espera-se vida infinita para tensões de até 48,5% da tensão última à tração ( $\sigma_{u,t}$ ) que foi de 135,7MPa para o laminado aqui apresentado.

Foram ensaiados 4 corpos de prova, semelhantes ao mostrado na Figura 25. O primeiro CP foi ensaiado com 78%  $\sigma_{u,t}$ , porém com uma frequência muito alta de 23Hz e rompeu de forma brusca, sendo descartado para análise. Outros três testes foram realizados com frequência de 10Hz e tensões de 78%  $\sigma_{u,t}$ , 67%  $\sigma_{u,t}$  e 55%  $\sigma_{u,t}$  respectivamente.

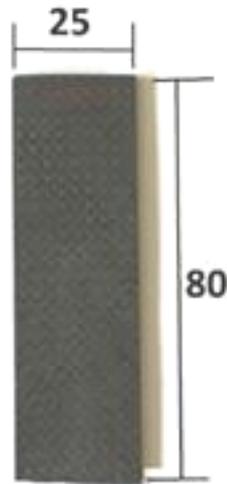


Figura 25 - Corpos de prova para ensaio de fadiga.

### 3.3. MODELAGEM MATEMÁTICA

Os cálculos e análises apresentados neste capítulo tem como base a teoria apresentada na seção 2.9. As propriedades mecânicas do laminado são apresentadas na Tabela 1 (SWENSON, 2012).

**Tabela 1** – Propriedades para laminados de fibra de carbono em matriz epóxi.

$E_{11}$ [GPa]	$E_{22}$ [GPa]	$G_{12}$ [GPa]	$\nu_{12}$
138	8,96	7,1	0,3

O laminado fabricado, no presente trabalho, é composto de 11 camadas do tecido *plain weave*. Porém, com o objetivo de se trabalhar com um laminado simétrico, nos cálculos para o comportamento à tração e compressão são consideradas 22 camadas unidirecionais de fibra de carbono. Esta configuração interfere diretamente no comportamento do material compósito. Quando o mesmo é simétrico, os termos de acoplamento de flexão e extensão tornam-se iguais a zero e, portanto, carregamentos no estado plano de tensão não gerarão curvaturas nem extensões referentes aos momentos fletores e torsores, os quais causam encurvamentos no laminado (GIBSON, 1994).

Logo, sabendo que o corpo de prova possui 2,5 mm de espessura, cada lâmina unidirecional apresenta uma espessura  $t = 0,1136$  mm e número total de camadas  $p = 22$ .

#### 3.3.1. COMPORTAMENTO MATEMÁTICO A TRAÇÃO

Com base na Tabela 1 e Equação 6, a matriz de rigidez  $Q$  do laminado é dada por:

$$[Q] = \begin{bmatrix} 138,496 & 2,698 & 0 \\ 2,697 & 8,992 & 0 \\ 0 & 0 & 7,1 \end{bmatrix} GPa$$

A partir da matriz de rigidez  $Q$ , sua matriz rotacionada  $\bar{Q}_{\pm 45}$  pode ser obtida através da Equação 11 onde  $\theta = 45^\circ$  e  $\theta = -45^\circ$ , lembrando que  $m = \cos \theta$  e  $n = \sin \theta$ .

$$[\bar{Q}]_{45} = \begin{bmatrix} 45,321 & 31,121 & 32,376 \\ 31,121 & 45,321 & 32,376 \\ 32,376 & 32,376 & 35,523 \end{bmatrix} GPa$$

$$[\bar{Q}]_{45} = \begin{bmatrix} 45,321 & 31,121 & -32,376 \\ 31,121 & 45,321 & -32,376 \\ -32,376 & -32,376 & 35,523 \end{bmatrix} GPa$$

Com a Equação 22 e lembrando que número de camadas  $p = 22$  e a espessura de cada lamina  $t = 0,1136$ :

$$A = 1,36364 \bar{Q}_{45} + 1,13636 \bar{Q}_{-45}$$

Logo:

$$A = \begin{bmatrix} 113,303 & 77,802 & 7,358 \\ 77,802 & 113,303 & 7,358 \\ 7,358 & 7,358 & 88,807 \end{bmatrix} KN/mm$$

Por se tratar de um laminado simétrico com relação ao eixo  $z$ , a matriz  $B$ , através da Equação 22:

$$B = 0$$

De forma semelhante, a matriz  $D$  pode ser obtida com a Equação 22.

$$D = \begin{bmatrix} 59,125 & 40,635 & 10,563 \\ 40,635 & 59,125 & 10,563 \\ 10,563 & 10,563 & 46,359 \end{bmatrix} KN.mm$$

Com o teste de tração é obtida a força de ruptura do corpo de prova ( $F_t$ ). Porém, o equacionamento aqui apresentado utiliza uma carga por unidade de comprimento. Assim, sabendo que a largura do corpo de prova é de 25 mm, então  $F$  será:

$$F = \frac{F_t}{25} \text{ KN/mm}$$

O vetor N de forças normais atuantes é então:

$$N = \begin{bmatrix} F \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ KN/mm}$$

Em posse desses resultados chegam-se as equações constituintes do laminado, como visto através da Equação 21, obtendo-se então, os valores de tensão e de deformação em função da força aplicada.

### 3.3.2. COMPORTAMENTO MATEMÁTICO A COMPRESSÃO

O comportamento a compressão é basicamente o mesmo que a tração, apresentando as mesmas equações constituintes. Do ensaio é obtida a força de ruptura a compressão, que será depois relacionada com a espessura do corpo de prova; obtendo-se a força F como:

$$F = \frac{F_c}{25} \text{ KN/mm}$$

O vetor N de forças normais atuantes é então:

$$N = \begin{bmatrix} F \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ KN/mm}$$

Assim, chegam-se as equações constituintes do laminado, como expressado através da Equação 21, obtendo-se então, os valores de tensão e de deformação em função da força compressiva aplicada.

### 3.3.3. PROPRIEDADES MECÂNICAS CALCULADAS MATEMATICAMENTE

Os módulos de elasticidade em  $x$ ,  $y$  ( $E_x$ ,  $E_y$ ) e o módulo de cisalhamento ( $G_{xy}$ ) para o compósito podem ser calculados a partir da Equação 3 com auxílio da Tabela 1 e a Equação 13, lembrando que  $\bar{S} = \bar{Q}^{-1}$ .

### 3.3.4. COMPORTAMENTO MATEMÁTICO A IMPACTO

Uma vez que por meio dos ensaios experimentais de impacto, a energia absorvida pelos corpos de prova já foi medida, resta saber com que velocidade o martelo atinge o corpo de prova. Esta informação será necessária posteriormente, para simular computacionalmente o teste. A velocidade de impacto do martelo foi calculada, através da Equação 24, considerando a altura inicial do pêndulo ( $h_i \cong 1,7m$ ) e a aceleração da gravidade ( $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ ).

### 3.3.5. COMPORTAMENTO MATEMÁTICO A FADIGA

Assim como no impacto, equacionamentos matemáticos sob fadiga não foram encontrados na literatura. Porém, seu comportamento pode ser entendido através de uma análise de tensões em conjunto com outros testes mecânicos como o de tração e compressão.

### 3.4. MODELAGEM COMPUTACIONAL

Apesar de nos testes experimentais terem sido utilizadas três dimensões diferentes de corpos de prova (tração, compressão/fadiga e impacto), a modelagem do laminado é apresentada, ilustrativamente, com as dimensões do corpo de prova de compressão.

Neste trabalho, foi utilizado o software *ANSYS* para a realização de todas as simulações. As análises por elementos finitos é uma técnica de análise numérica que busca soluções aproximadas para problemas regidos por equações diferenciais.

#### DESCRIÇÃO DO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

A seguir é apresentada uma forma simplificada do passo a passo que acontece na simulação computacional (BAKER,2004):

1. Geração da malha na estrutura.
2. Matrizes de rigidez locais  $[\kappa]$  são criadas para cada elemento da malha.
3. Uma matriz de rigidez global  $[K]$  é criada pela junção de todas as matrizes de rigidez locais.
4. Os deslocamentos  $\mathbf{d}$  dos nós são calculados como:

$$[K]\mathbf{d} = \mathbf{f}$$

Onde  $\mathbf{f}$  é o vetor de força.

5. O vetor  $\mathbf{d}$  é subdividido em subvetores  $\delta$ , cada  $\delta$  representa o deslocamento dos nós de seus respectivos elementos.
6. O deslocamento em um ponto dentro do elemento é calculado como:

$$\mathbf{u} = [N]\delta$$

Onde o vetor  $\mathbf{u}$  representa o deslocamento e  $[N]$  é a matriz dos vetores de forma.

7. As deformações em pontos dentro dos elementos são calculadas como:

$$\varepsilon = [B]\delta$$

Onde  $[B]$  é a matriz deformação-deslocamento.

8. As tensões em pontos dentro dos elementos são calculadas como:

$$\sigma = [E]\varepsilon$$

Onde  $[E]$  é a matriz de rigidez caracterizando o material.

A matriz de rigidez do elemento, mostrada no passo 2, é definida como:

$$[K]d = f_e$$

Onde  $f_e$  representa as forças atuantes nos nós do elemento. A matriz de rigidez do elemento é:

$$[k] = \int_{(V)} [B]^T [E][B]dV$$

Onde V é o volume do elemento.

Esse procedimento pode ser aplicado tanto em estruturas isotrópicas quanto em materiais compósitos. A única diferença entre materiais isotrópicos e ortotrópicos está na matriz de rigidez do material [E].

As análises por elementos finitos envolvem uma sequência de três passos para a obtenção de uma solução, que pode ser resumida assim:

- **PRÉ-PROCESSAMENTO:** é definida a geometria do modelo que será analisado como ilustrado na Figura 26, assumindo hipóteses simplificadoras, estabelecendo condições iniciais de contorno e de carregamentos como mostrado na Figura 27. São definidas as propriedades mecânicas (Figura 28) dos materiais que constituem o modelo conforme os dados da Tabela 1. Outros dados relacionados à resistência a tração e de deformação, foram retiradas de uma série de tutoriais sobre modelagem de materiais compósitos utilizando o módulo ANSYS Composite PrePost (ACP), SWENSON (2012). São ainda definidas a espessura das camadas do laminado e a orientação das mesmas como visto na Figura 29. Finalmente, é escolhido o elemento *SHELL181* e criada uma malha de discretização conforme mostrado na Figura 31.

O elemento SHELL181 (Figura 30) se mostrou o adequado para a modelagem de materiais compósitos, pois permite analisar estruturas de casca de espessura fina a moderadamente espessa. É um elemento com quatro nós e com seis graus de liberdade em cada nó: translações nas direções x, y e z, e rotações sobre os eixos x, y e z. O SHELL181 é adequado também, para aplicações lineares, de grande rotação e/ou de grandes deformações não lineares. A variação na espessura do invólucro é contabilizada em análises não lineares. No domínio do elemento, tanto os esquemas de integração completa como os reduzidos são suportados.

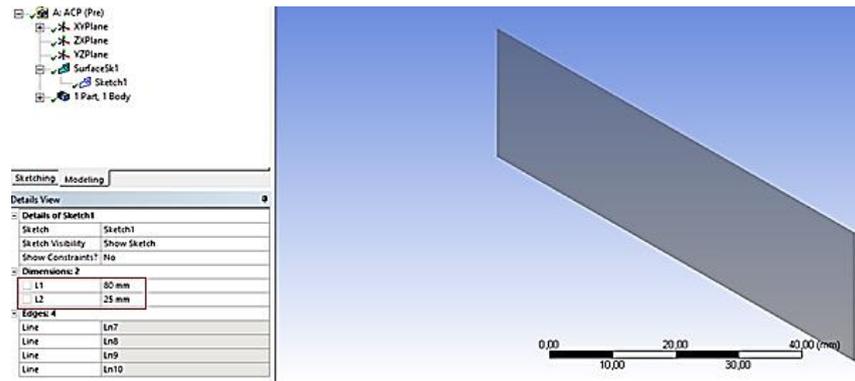


Figura 26 - Dimensões do corpo de prova.

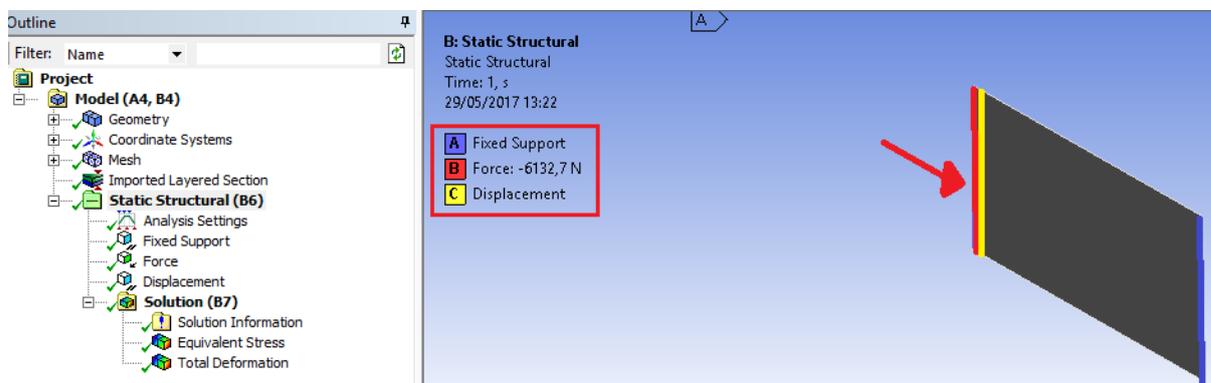


Figura 27 - Condições de força e contorno aplicadas.

Orthotropic Elasticity		
Young's Modulus X direction	1,38E+05	MPa
Young's Modulus Y direction	8960	MPa
Young's Modulus Z direction	8960	MPa
Poisson's Ratio XY	0,01948	
Poisson's Ratio YZ	0,3	
Poisson's Ratio XZ	0,01948	
Shear Modulus XY	7100	MPa
Shear Modulus YZ	7100	MPa
Shear Modulus XZ	7100	MPa
Orthotropic Stress Limits		
Tensile X direction	1500	MPa
Tensile Y direction	50	MPa
Tensile Z direction	50	MPa
Compressive X direction	-1300	MPa
Compressive Y direction	-120	MPa
Compressive Z direction	-120	MPa
Shear XY	80	MPa
Shear YZ	80	MPa
Shear XZ	80	MPa
Orthotropic Strain Limits		
Tensile X direction	0,017	
Tensile Y direction	0,003	
Tensile Z direction	0,003	
Compressive X direction	-0,011	
Compressive Y direction	-0,019	
Compressive Z direction	-0,019	
Shear XY	0,012	
Shear YZ	0	
Shear XZ	0	
Puck Constants		
Ply Type		

Figura 28 - Propriedades mecânicas do material.

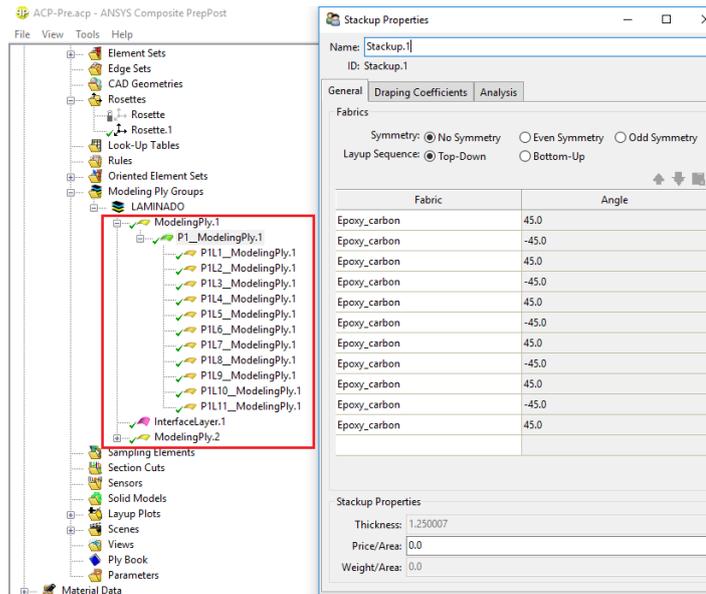


Figura 29 - Orientação das lâminas e angulação das fibras do compósito  $[(+45/-45)_5/+45]_S$ .

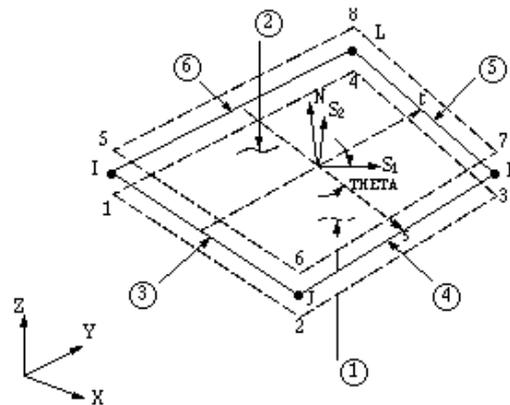


Figura 30 - Elemento SHELL181 (ANSYS).

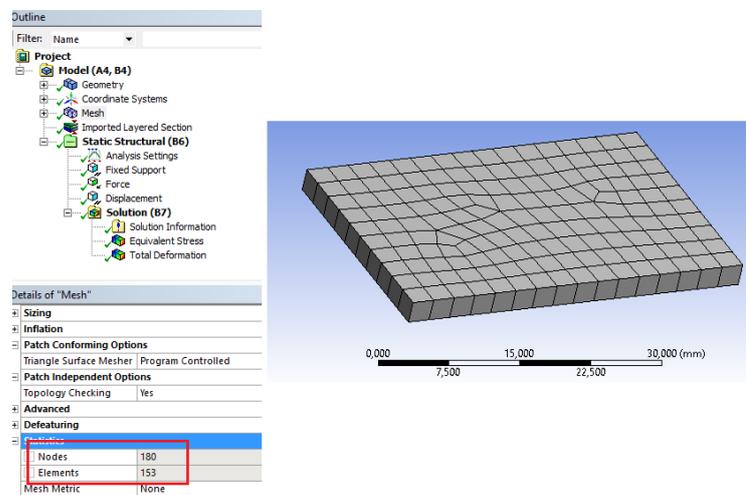
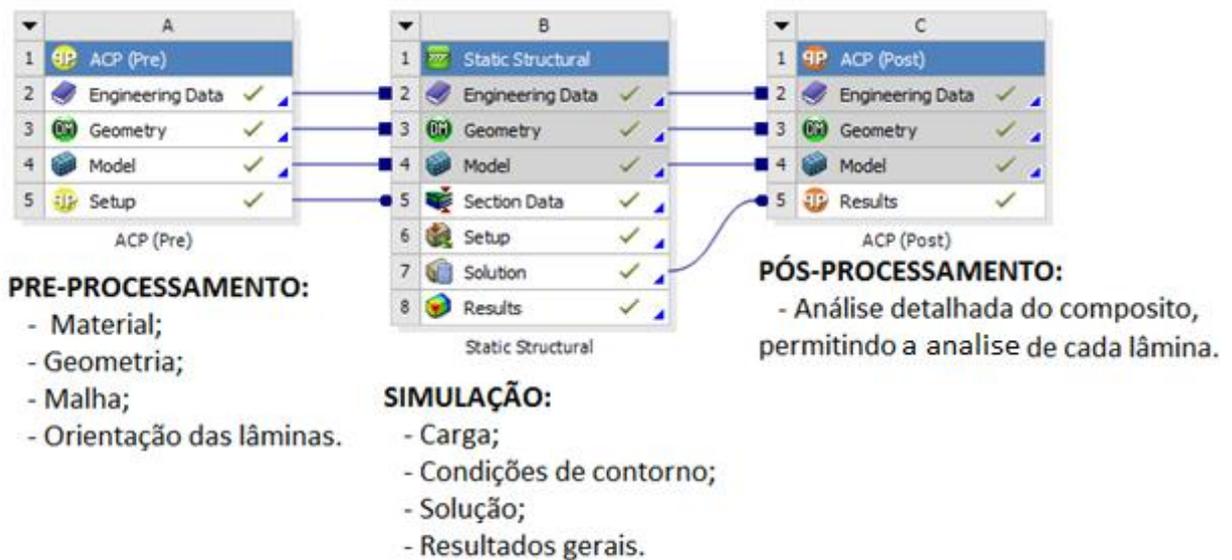


Figura 31 - Discretização do corpo de prova, número de elementos e nós.

- **ANÁLISE:** Uma vez definida a estrutura, com todos os parâmetros necessários, é iniciada a fase de análise, na qual se obtém a solução do problema por simulação.
- **PÓS-PROCESSAMENTO:** com a solução obtida na fase de análise, no pós-processamento pode-se conseguir valores de diversas naturezas, tais como: tensão, deformação, força e outros; assim como, pode ser extraída uma interface gráfica representativa.

Todo o processo de pós-processamento é ilustrado na Figura 32.



**Figura 32** - Integração das etapas de simulação no ANSYS.

### 3.4.1. PRINCÍPIO DE SAINT-VENANT

O princípio de Saint-Venant tem grande importância na formulação de problemas de simulação computacional, permite, através de modelos matemáticos simplificados, a obtenção de soluções globais de interesse prático. Esse princípio estabelece que um sistema de forças externas em equilíbrio, agindo sobre uma proporção pequena da peça em relação ao todo, produz tensões elevadas apenas nas imediações da região de aplicação dessas forças, sejam elas de ação ou reação (SILVA, 2017).

O princípio de Saint-Venant supõe que o efeito de cargas aplicadas sobre um objeto é puramente local, e que a tensão decai rapidamente com a distância devido a tais cargas. Em geral, o campo de tensões se manifesta a partir de perturbações de ordem estática, causada pela presença de cargas, e geométricas, causada por mudanças bruscas na geometria, sendo que o comprimento dessas regiões pode ser definido a partir da altura do elemento estrutural aproximadamente (Princípio de Saint Venant).

O Princípio de Saint-Venant estabelece que nas regiões localizadas próximo à aplicação de carga ou restrições, o nível de tensão na peça atinge valores elevados e difunde na medida em que se afasta dessas regiões, tendendo ao valor médio de tensão (HORGAN, 1989).

### 3.4.2. MODELAGEM A TRAÇÃO

Com o objetivo de se obter uma curva computacional tensão-deformação a tração que pudesse ser comparada com os resultados obtidos experimentalmente, o que se fez foi variar a força de tração de forma gradual até alcançar um valor igual à máxima força obtida no ensaio de tração real, valor observado no momento da ruptura do corpo de prova. Desta forma, foram criados vários pontos de análise onde se varia a força e se obtém resultados de tensão e deformação pontuais como ilustrado na Figura 33.

The image shows two side-by-side windows from ANSYS software. The left window is titled 'Outline of All Parameters' and the right window is titled 'Table of Design Points'.

Outline of All Parameters			
A	B	C	D
ID	Parameter Name	Value	Unit
1	Input Parameters		
2	Static Structural (B1)		
3	P3	Force Magnitude	1,514 N
4	Output Parameters		
5	Static Structural (B1)		
6	P1	Equivalent Stress Minimum	0,025039 MPa
7	P2	Total Deformation Maximum	0,0012758 mm
8	Charts		
9	Parameter Parallel Chart 0		

Table of Design Points			
A	B	C	
Name	P3 - Force Magnitude	P1 - Equivalent Stress Minimum	
1	Units	MPa	
2	Current	1,514	0,025039
3	DP 1	1171,8	19,379
4	DP 2	1685,4	27,873
5	DP 3	2145,9	35,488
6	DP 4	2568,2	42,473
7	DP 5	2947,1	48,74
8	DP 6	3303,9	54,64
9	DP 7	3625,7	59,962
10	DP 8	3926,9	64,943
11	DP 9	4209,7	69,621
12	DP 10	4471,8	73,955

Figura 33 - Variação da força para a simulação à tração.

### 3.4.3. MODELAGEM A COMPRESSÃO

Para a modelagem de compressão foi seguido um procedimento semelhante ao utilizado na modelagem à tração. Neste caso, somente se modificaram parâmetros como força de ruptura a compressão e dimensões do corpo de prova de compressão.

Os vários pontos de análise criados variando-se a força e obtendo-se resultados de tensão e deformação pontuais são ilustrados na Figura 34.

Outline of All Parameters				Table of Design Points				
	A	B	C	D	A	B	C	
1	ID	Parameter Name	Value	Unit	1	Name	P3 - Force X Component	P1 - Equivalent Stress Minimum
2	Input Parameters				2	Units	N	MPa
3	Static Structural (B1)				3	Current	3,2663	0,061025
4	P3	Force X Component	3,2663	N	4	DP 1	0,27418	0,0051225
*	New input parameter	New name	New expression		5	DP 2	-84,364	1,5762
6	Output Parameters				6	DP 3	-157,09	2,935
7	Static Structural (B1)				7	DP 4	-222,09	4,1493
8	P1	Equivalent Stress Minimum	0,061025	MPa	8	DP 5	-246,75	4,6101
9	P2	Total Deformation Maximum	0,00026915	mm	9	DP 6	-321,42	6,0052
*	New output parameter		New expression		10	DP 7	-390,92	7,3037
11	Charts				11	DP 8	-470,35	8,7877
12	Parameter Parallel Chart 0				12	DP 9	-484,69	9,0556

Figura 34 - Variação da força para a simulação à compressão.

### 3.4.4. MODELAGEM A IMPACTO

A simulação de impacto foi realizada utilizando o módulo *Explicit Dynamics* do ANSYS, que realiza uma análise transiente do corpo de prova. O objetivo da modelagem de impacto foi prever o fator de concentração de tensão na raiz do entalhe do corpo de prova.

Na modelagem o corpo de prova foi bi-apoiado, como mostrado na Figura 35, e um terceiro corpo faz o papel do martelo Charpy que atinge o CP com a velocidade calculada de 5,77 m/s (seção 3.3.4) em um intervalo de tempo programado de  $5 \times 10^{-3}$  s.

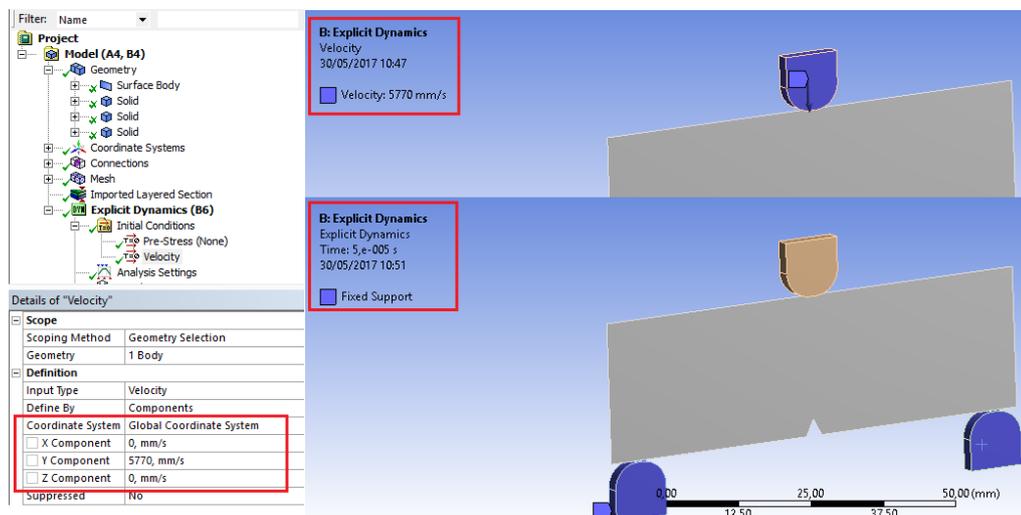


Figura 35 – Condições iniciais e velocidade aplicada para simulação do teste de impacto.

### 3.4.5. MODELAGEM A FADIGA

Para a modelagem à fadiga utilizou-se o módulo *n-Code* do ANSYS. Este módulo utiliza, basicamente, o resultado da simulação estática para calcular uma tensão média devido à aplicação de uma força. Desta forma, através das tensões máxima, média e mínima é obtida uma curva senoidal de tensões em função do número de ciclos, até a fratura por exemplo.

O módulo é bem intuitivo e apresenta funções gráficas como as mostradas na Figura 36.

A razão de fadiga utilizada na simulação foi de  $R=0$ , assim como no teste experimental, e as forças aplicadas foram de 4kN, 6kN e 7kN.

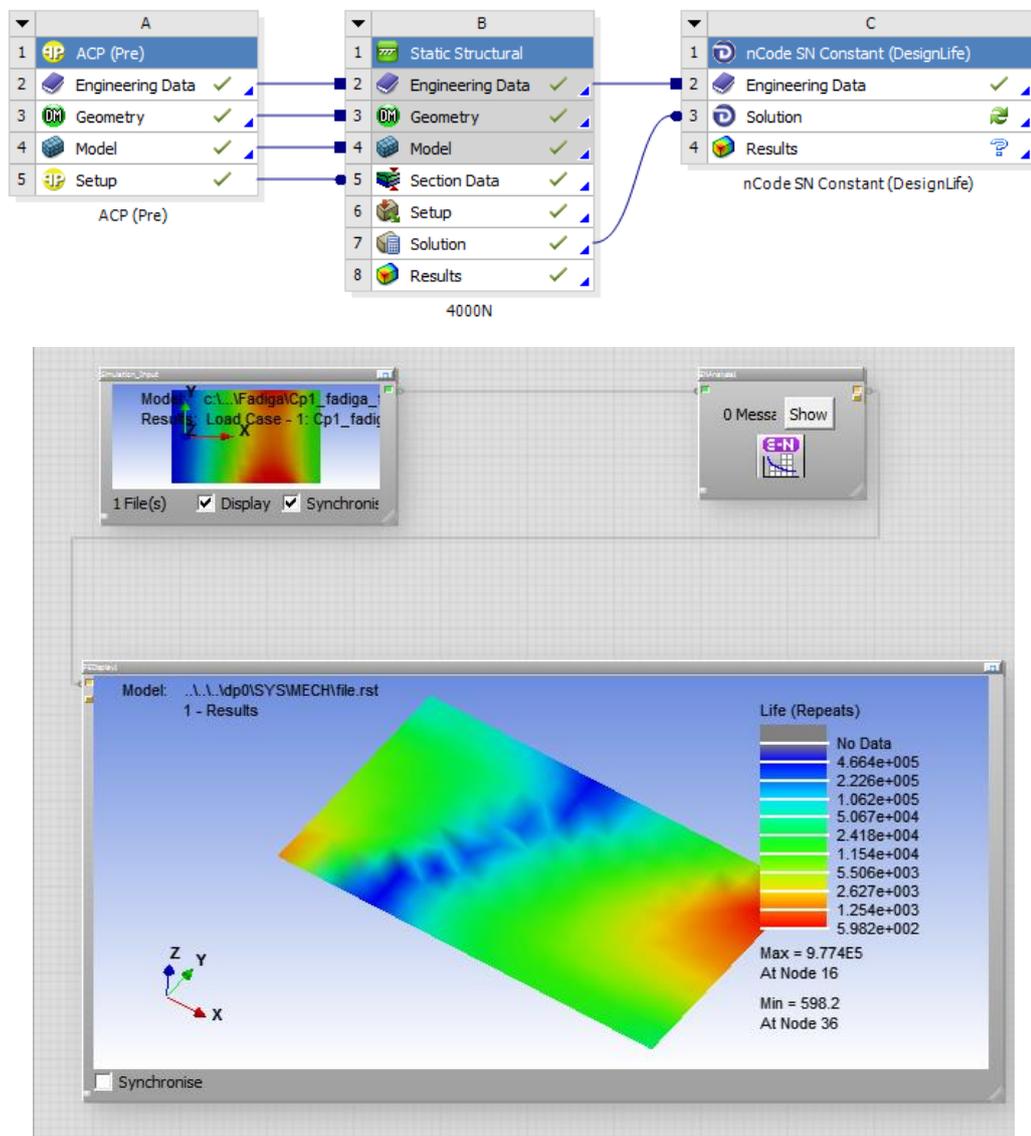


Figura 36 - Modelagem a fadiga.

## 4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

Neste capítulo serão apresentados os resultados obtidos das análises experimentais, matemáticas e computacionais:

### 4.1. TRAÇÃO

A curva experimental obtida através do teste de tração é comparada com a curva computacional na Figura 37 abaixo.

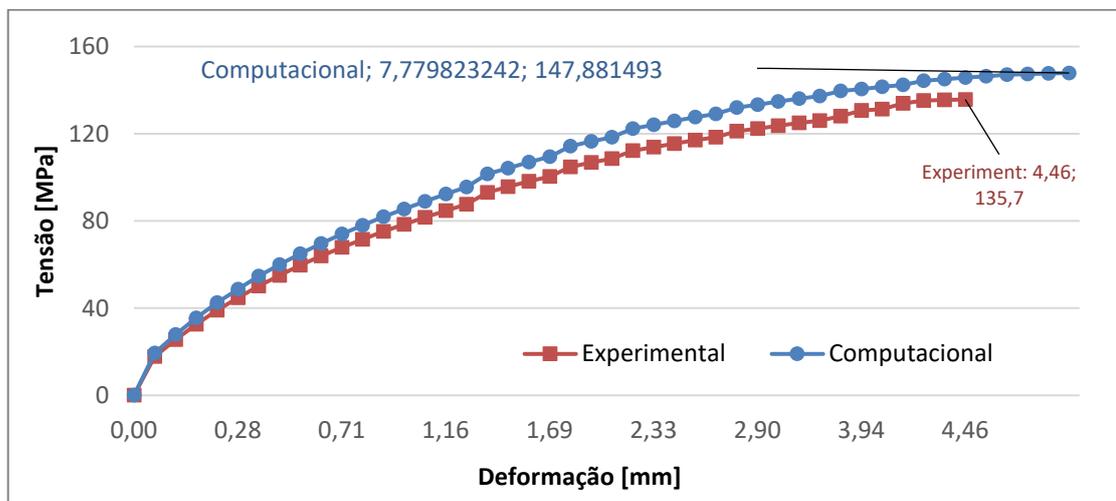


Figura 37 - Curva tensão-deformação para o teste de tração experimental e computacional.

Para o comportamento a tração, observou-se uma diferença da deformação máxima entre a curva simulada e a experimental de 3,31mm. Porém, o formato das curvas na Figura 37, colocado em suas devidas escalas e proporções se assemelham, indicando boa aproximação do módulo de elasticidade entre ambas as análises.

Com base nas análises matemáticas realizadas na seção 3.3.1 e Equação 21, as equações constituintes do laminado para tração em sua carga de ruptura de 8941,865N:

$$\begin{bmatrix} 0,357 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 113,303 & 77,802 & 7,358 & 0 & 0 & 0 \\ 77,802 & 113,303 & 7,358 & 0 & 0 & 0 \\ 7,358 & 7,358 & 88,807 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 59,125 & 40,635 & 10,563 \\ 0 & 0 & 0 & 40,635 & 59,125 & 10,563 \\ 0 & 0 & 0 & 10,563 & 10,563 & 46,359 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix}$$

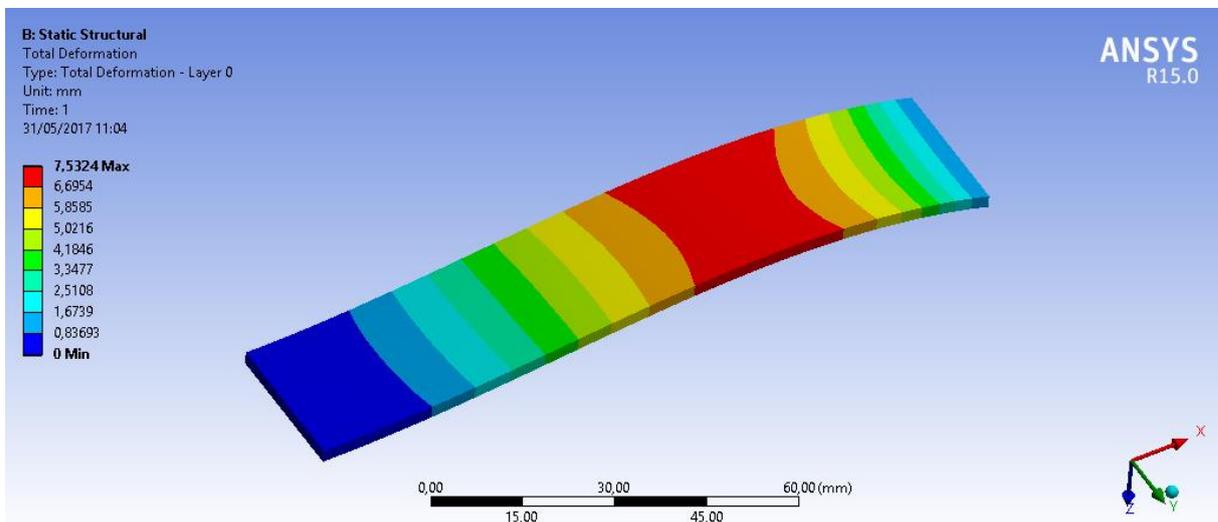
Como resultado para a deformação do laminado:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,005979 \\ -0,004096 \\ -0,000156 \end{bmatrix}$$

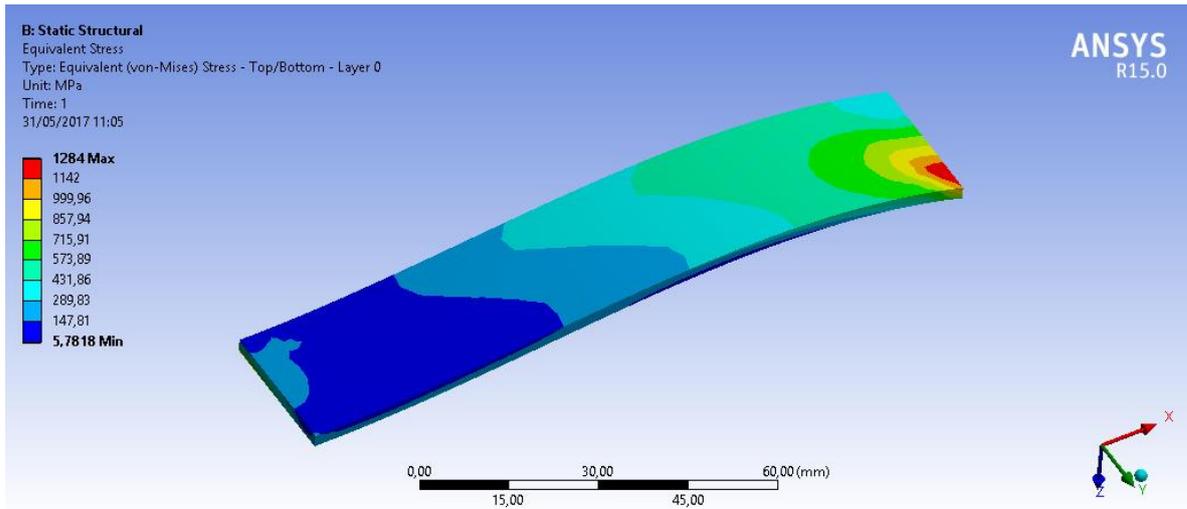
Através da Equação 10, o vetor de tensões é dado por:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 138,452 \\ -4,613 \\ 55,422 \end{bmatrix} \text{MPa}$$

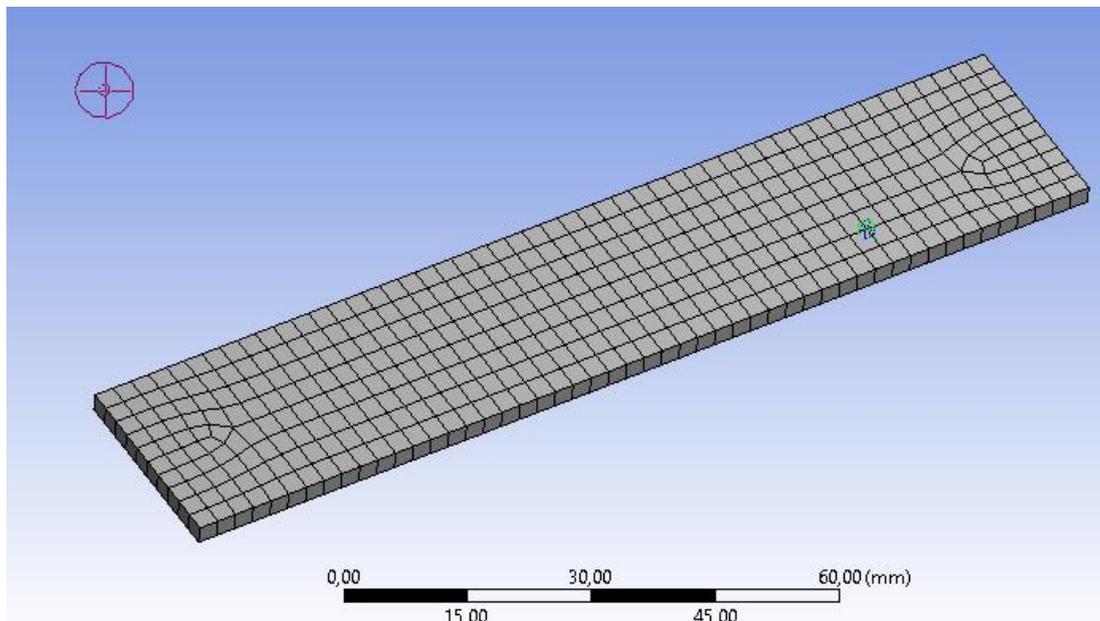
Na simulação para o teste de tração, foi observada uma deformação de 7,53mm conforme a Figura 38. Para a tensão, observou-se que picos de tensões se formaram nas regiões de engaste do corpo de prova, porém pelo princípio de Saint-Venant, nas regiões localizadas próximo à aplicação de carga ou restrições, o nível de tensão na peça atinge valores elevados e difunde na medida em que se afasta dessas regiões, tendendo ao valor médio de tensão. Com isso em mente procurou-se elementos correspondentes as regiões onde se ocorreram as maiores deformações e também ruptura real do corpo de prova, como mostra Figura 40, o valor de tensão obtido foi de 144,32MPa.



**Figura 38** - Deformação simulada para carga de ruptura de 8941,865N no teste de tração.



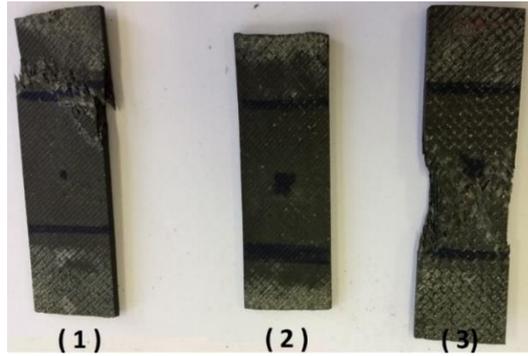
**Figura 39** - Picos de tensões observados nas regiões de engates do cp.



**Figura 40** - Escolha do elemento para se obter a tensão localizada.

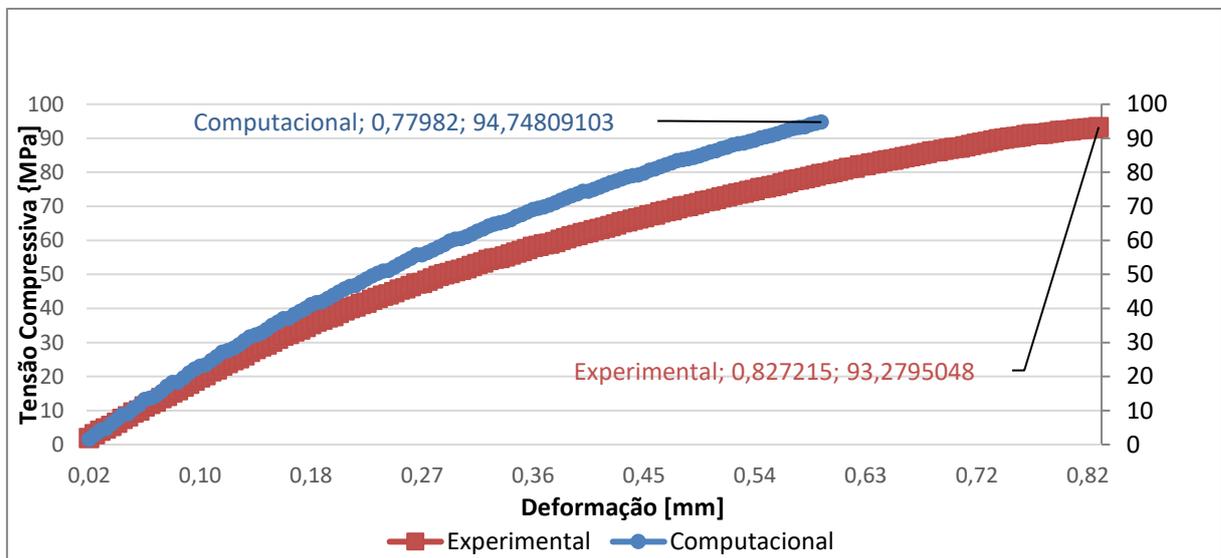
## 4.2. COMPRESSÃO

Na Figura 41 são apresentados os três corpos de prova ensaiados. Porém, observa-se que o CP (1) apresenta sua fratura bem próxima a região de aperto da garra sendo descartado para análise.



**Figura 41** – Corpos de prova fraturados após ensaio de compressão.

A curva experimental média obtida através do teste de compressão é mostrada em comparação com a curva computacional na Figura 42 abaixo.



**Figura 42** - Curva tensão-deformação para o teste de compressão experimental e computacional.

Para o comportamento a compressão, observou-se uma diferença da deformação máxima entre a curva simulada e a experimental média de 0,047395mm. Resultados para tensão e deformação experimental e computacional em Figura 42.

Com base nas análises matemáticas realizadas na seção 3.3.12 e Equação 21, as equações constituintes do laminado para compressão em sua carga de ruptura de - 6132,668N:

$$\begin{bmatrix} -0,24537 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 113,303 & 77,802 & 7,358 & 0 & 0 & 0 \\ 77,802 & 113,303 & 7,358 & 0 & 0 & 0 \\ 7,358 & 7,358 & 88,807 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 59,125 & 40,635 & 10,563 \\ 0 & 0 & 0 & 40,635 & 59,125 & 10,563 \\ 0 & 0 & 0 & 10,563 & 10,563 & 46,359 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix}$$

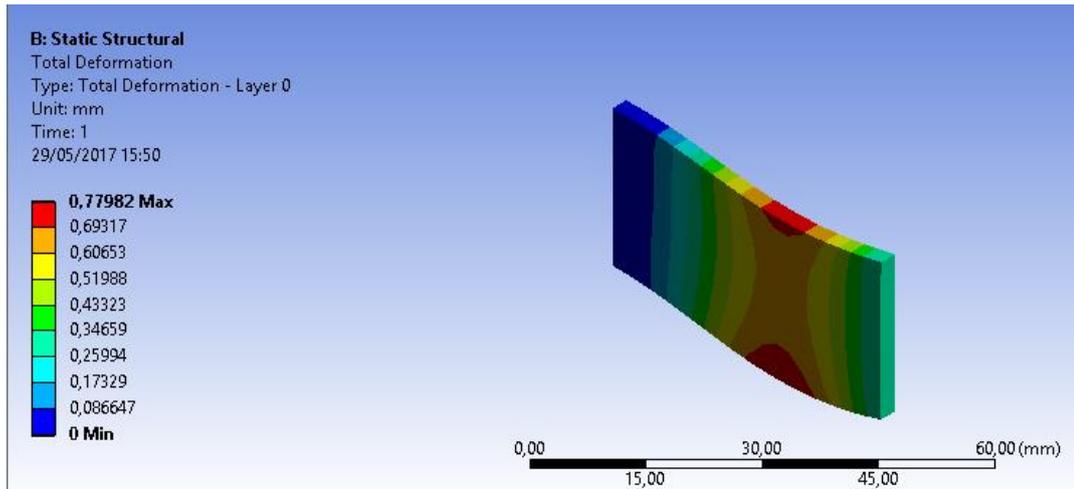
Como resultado para a deformação do laminado:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,004101 \\ 0,002809 \\ 0,000107 \end{bmatrix}$$

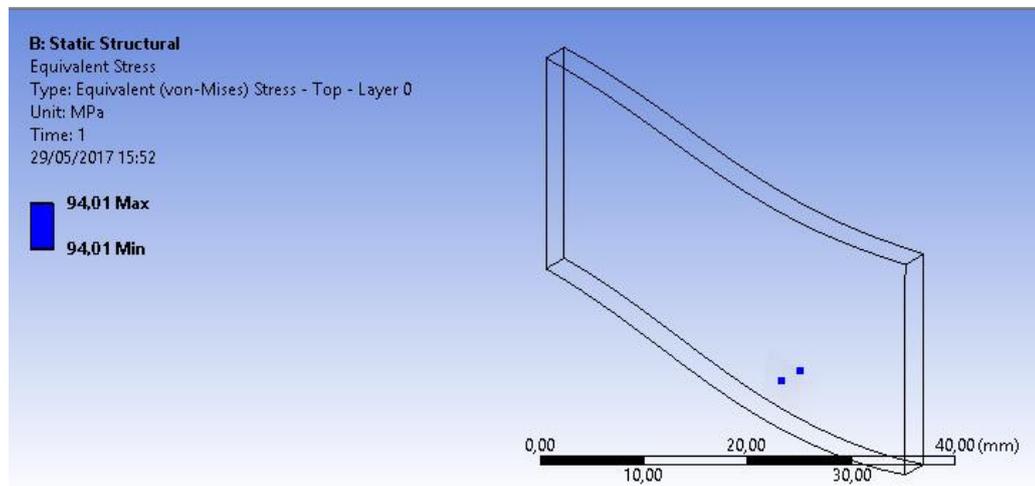
Através da Equação 10, o vetor de tensões é:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -94,978 \\ 3,144 \\ -38,029 \end{bmatrix} \text{MPa}$$

Na simulação para o teste de compressão em sua carga de ruptura de -6132,668N, foi observada uma deformação de 0,77982mm conforme a Figura 43. Para a tensão, observou-se que picos de tensões se formaram nas regiões de engaste do corpo de prova, porém pelo princípio de Saint-Venant, nas regiões localizadas próximo à aplicação de carga ou restrições, o nível de tensão na peça atinge valores elevados e difunde na medida em que se afasta dessas regiões, tendendo ao valor médio de tensão. Com isso em mente procurou-se elementos correspondentes as regiões onde se ocorreram as maiores deformações e também ruptura real do corpo de prova, como mostra Figura 44, o valor de tensão obtido foi de -94,01MPa.



**Figura 43** - Deformação simulada para carga de ruptura de -6132,668N no teste de compressão.



**Figura 44** - Tensão simulada para carga de ruptura de -6132,668N no teste de compressão.

Com base nos cálculos para propriedades mecânicas calculados na seção 3.3.3, os módulos de elasticidade em x,y e módulo de cisalhamento para compósito:

$$\begin{bmatrix} E_x \\ E_y \\ G_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 15,6647 \\ 15,6647 \\ 8,11 \end{bmatrix} \text{ GPa}$$

Um resumo dos resultados obtidos para tração e compressão é apresentado nas Tabela 2 e Tabela 3. Observa-se um erro percentual de 74,41% entre o comportamento real e simulado do laminado para a deformação sob tração dos corpos de prova. O comportamento sob compressão apresenta um erro menor de 5,7% também para a deformação apresentando uma melhor aproximação do comportamento real do material.

**Tabela 2** - Propriedades mecânicas do laminado

	Experimental	Computacional	Erro (%)	Análítico
Tensão última a tração [Mpa]	135,7048	147,8814	8,9	138,452
Tensão última a compressão [Mpa]	-93,2795	-94,74	1,6	-94,978
Deformação máxima a tração [mm]	4,4605	7,7798	74,41	-
Deformação máxima a compressão [mm]	-0,8272	-0,7798	5,7	-

**Tabela 3** – Módulos de elasticidade calculados para o compósito.

$E_x$	15,6647 GPa
$E_y$	15,6647 GPa
$G_{xy}$	8,11 GPa

### 4.3. IMPACTO

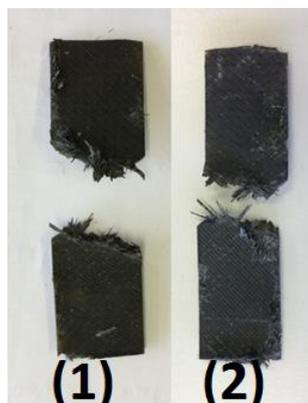
A partir teste Charpy Energias absorvidas foram medidas conforme a Tabela 4.

**Tabela 4** - Energia absorvida pelos corpos de prova no teste de impacto.

	Energia Absorvida [J]
CP1	180
CP2	140

Os testes de impacto Charpy compostos dependem da orientação da amostra. Frequentemente, os espécimes apresentam fratura de fibra e puxador de fibras, enquanto outros a falha de delaminação é o modo de falha primária.

Segundo Figura 45, é possível se reparar que os dois corpos de prova se romperam por quebra e ruptura de fibra e ainda houve a separação fibra-matriz.

**Figura 45** - Corpo de prova 1 e 2 respectivamente, fraturados após ensaio de impacto.

A análise dinâmica transiente é uma técnica usada para determinar a resposta dinâmica de uma estrutura sob a ação de cargas gerais dependentes do tempo. Essa análise é utilizada para determinar a tensão, deformação e forças dependentes do tempo atuantes no corpo de prova. Na Figura 46 pode-se observar uma tensão máxima absorvida, antes do rompimento de corpo de prova, de 154,51Mpa a  $t = 1 \times 10^{-5}$  s, e na Figura 47 verifica-se a deformação ocorrida nessa tensão. As simulações mostradas nas Figura 48 ilustram a tensão no momento de ruptura e na Figura 49 uma deformação de 0,16mm.

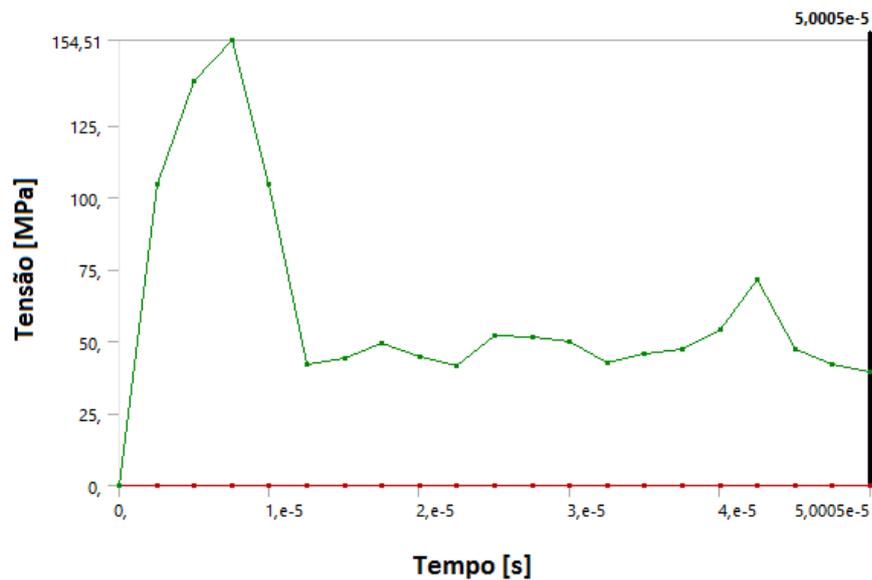


Figura 46 - Tensão vs tempo de impacto simulado.

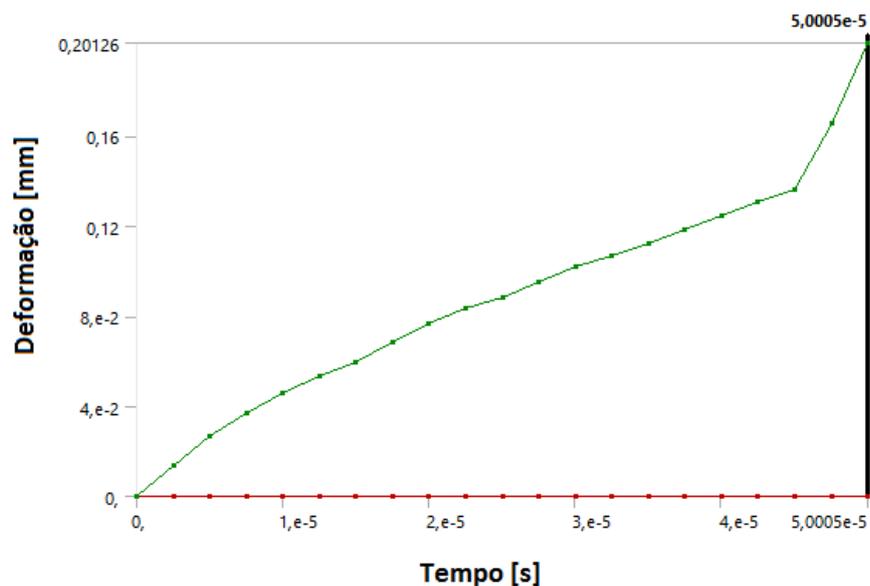


Figura 47 - Deformação vs tempo de impacto simulado.

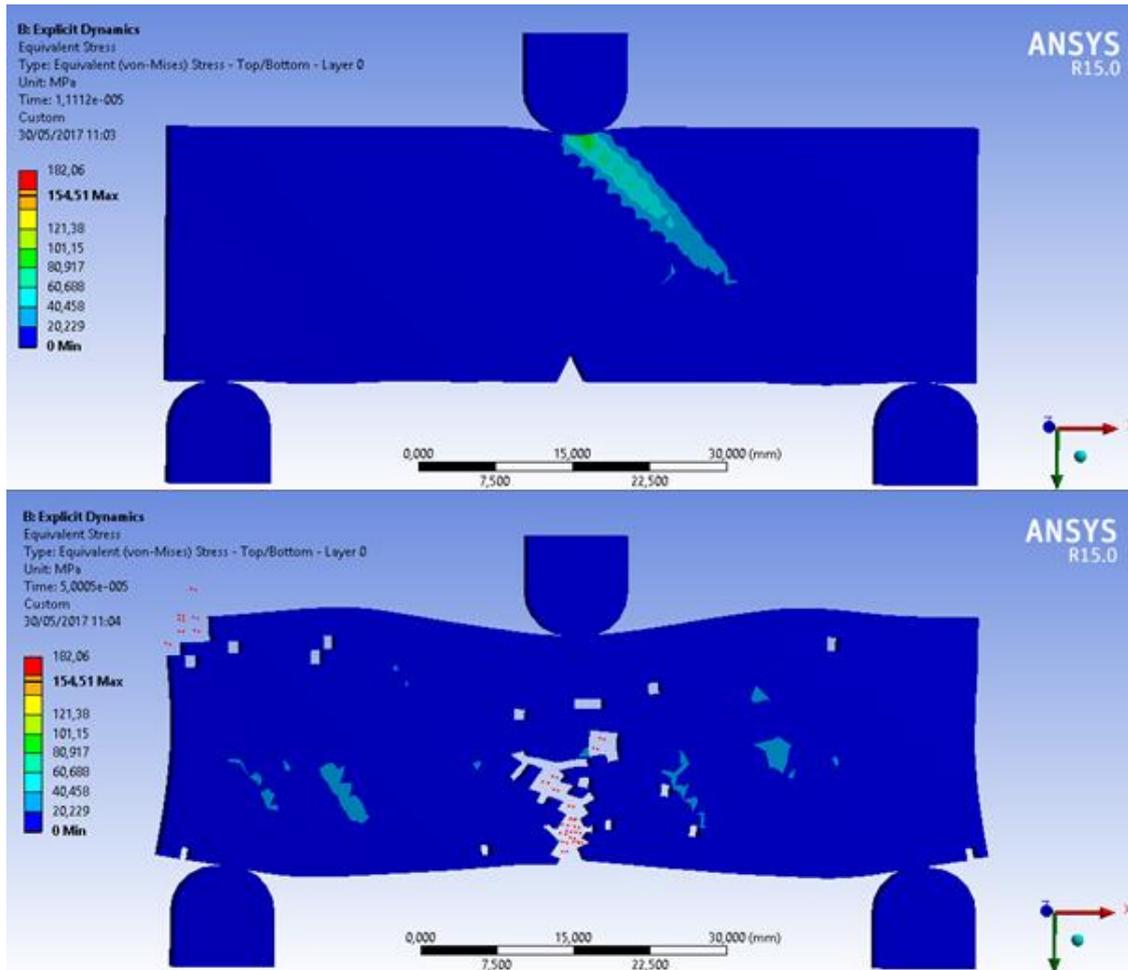


Figura 48 - Tensão de ruptura simulada para o teste de impacto.

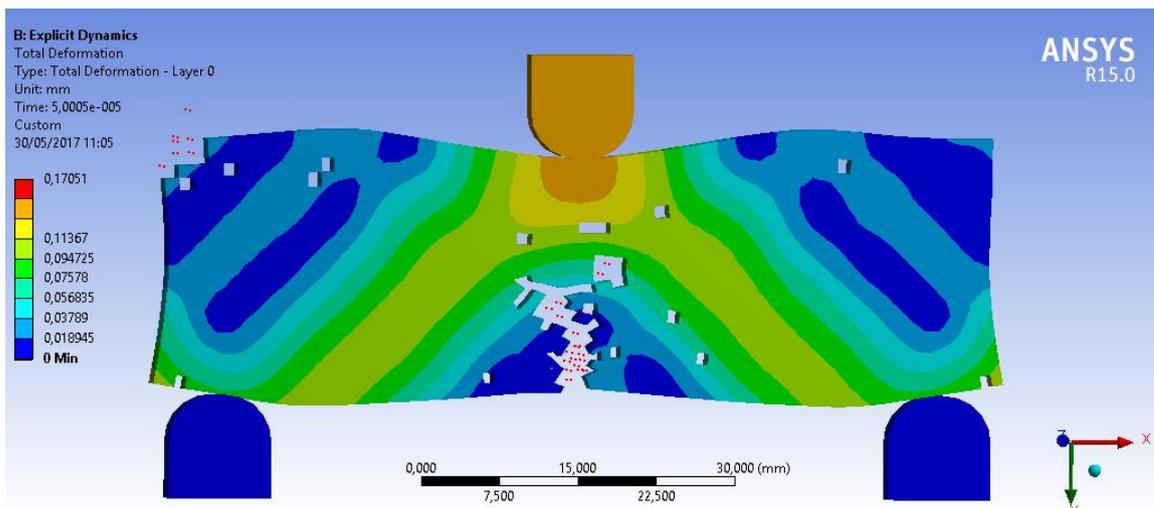


Figura 49 – Deformação máxima antes da ruptura simulada para o teste de impacto.

#### 4.4. FADIGA

Os corpos de prova após sua ruptura no teste de fadiga são mostrados na Figura 50 abaixo. Em altas tensões, fibras aleatórias se rompem a cada aplicação de força e começam a agir como concentradores de tensão sob as fibras ao seu redor. Mesmo que delaminações não ocorram, trincas na matriz aparecem aumentando a taxa de rompimento das fibras levando a ruptura do material.

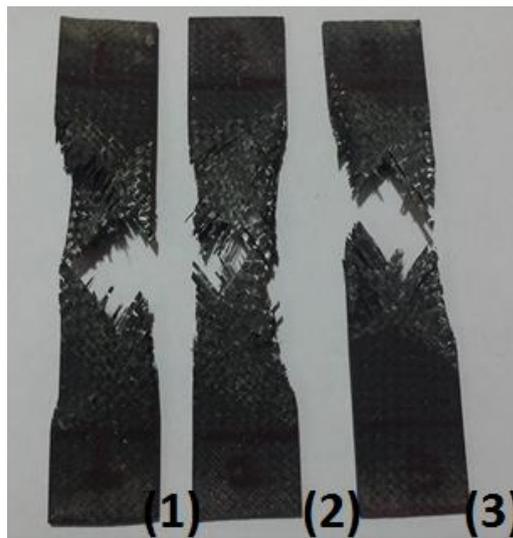


Figura 50 - Corpos de prova fraturados após ensaio de fadiga.

Como mostrado na Figura 51 observa-se que quanto maior a amplitude de tensão, menor é o número de ciclos à fratura.

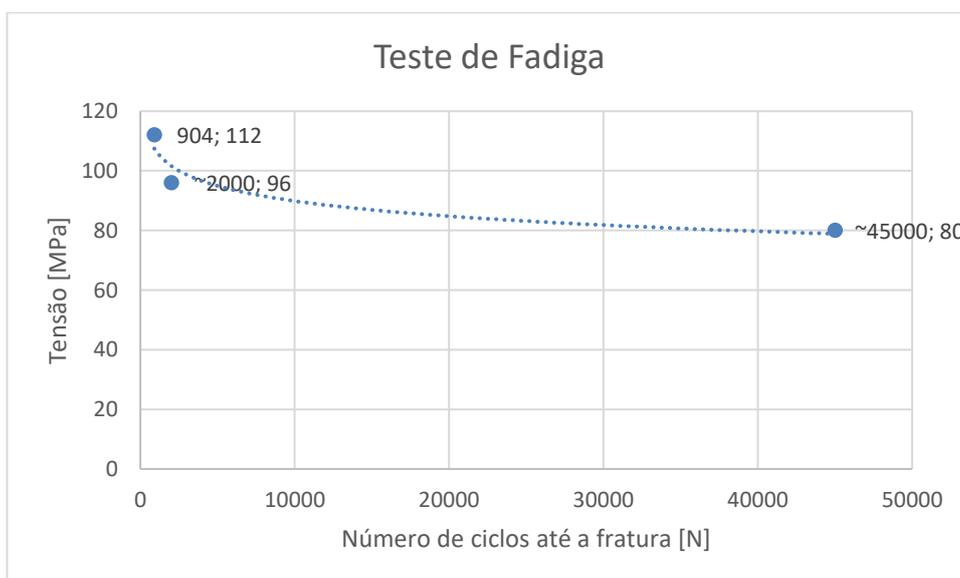
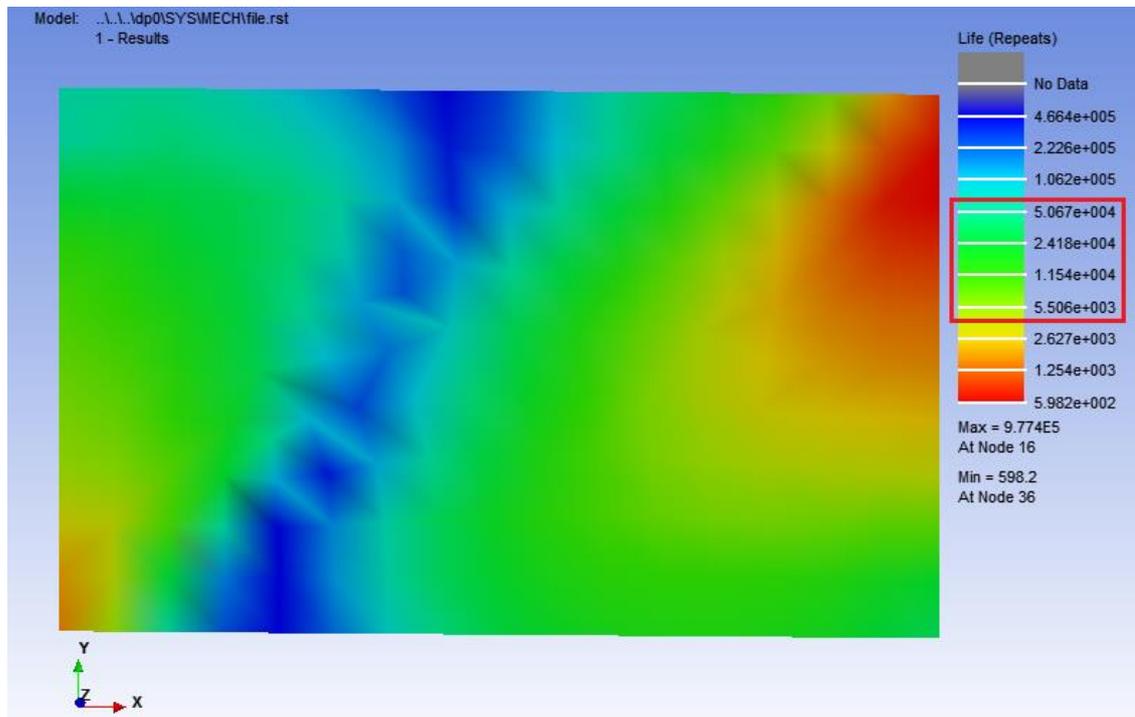


Figura 51 - Curva tensão vs. número de ciclos a fratura experimental para o teste e fadiga.

Testes de fadiga, em corpos de prova intactos, com amplitude de carga constante de até 48,5% da resistência a tração apresentam curvas S-N constantes, indicando uma não sensibilidade ao tempo de vida sob cargas cíclicas (JUNIOR, 2004).

A fadiga é influenciada, porém, pela presença de imperfeições no corpo de prova e de cargas aplicadas fora dos eixos de simetria.

Simulações de fadiga realizadas com 5kN, 6kN e 7kN, referentes as tensões de ruptura apresentadas na Figura 51, são apresentadas nas Figura 52, Figura 53 e Figura 54 respectivamente. Observa-se que as os resultados obtidos experimentalmente se aproximam das partes esverdeadas das figuras, sendo que: para 5kN a vida está entre 5500 e 50000 ciclos, para 6kN entre 1200 e 3200 e com 7kN entre 1000e 2500.



**Figura 52** – Número do ciclo de vida até a fratura para  $F = 5\text{kN}$ .

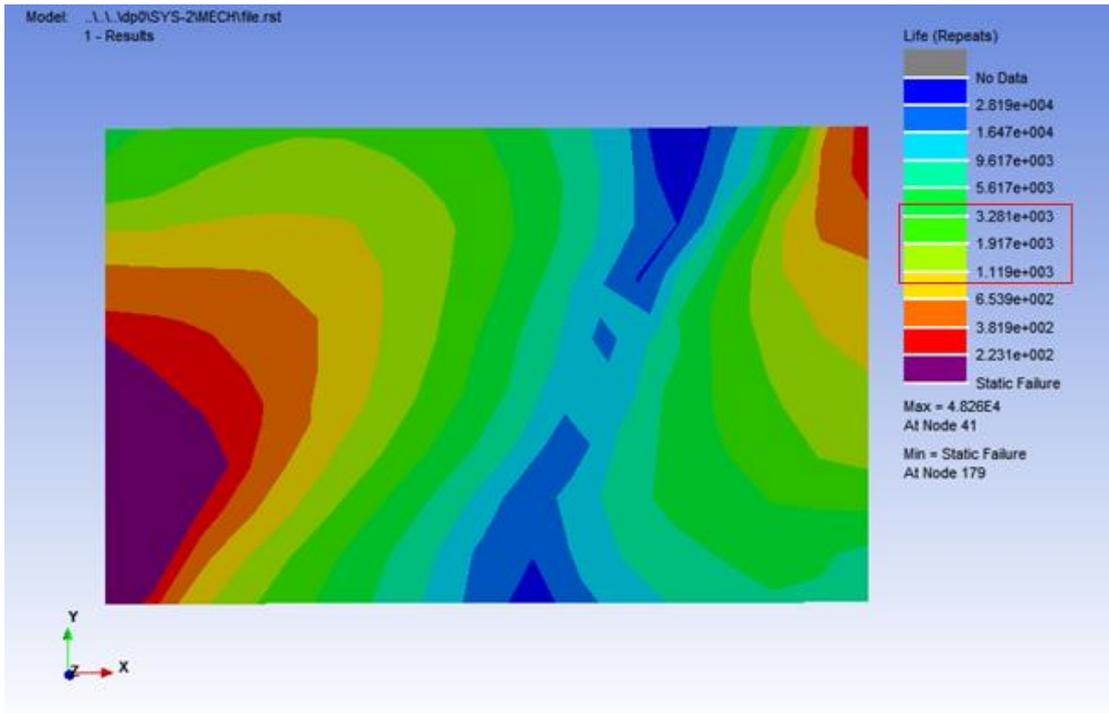


Figura 53 - Número do ciclo de vida até a fratura para  $F = 6\text{kN}$ .

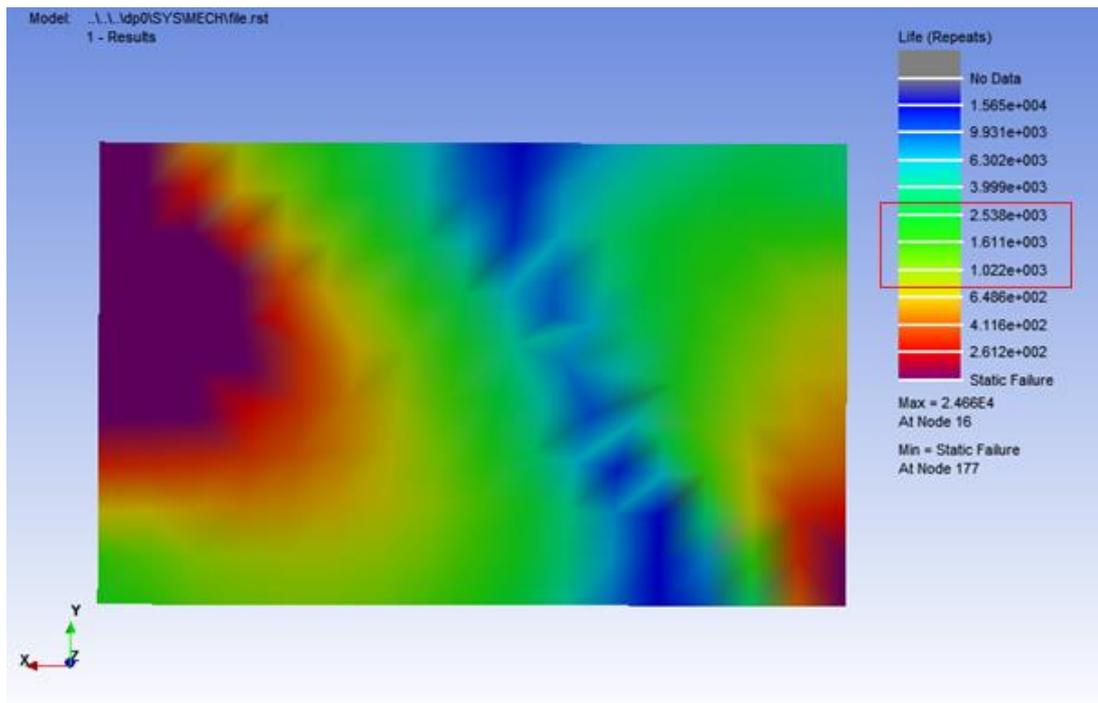


Figura 54 - Número do ciclo de vida até a fratura para  $F = 7\text{kN}$ .

## 5. CONCLUSOES

Os materiais compósitos tem um comportamento não linear apresentando fraturas frágeis quando a tensão de ruptura é atingida, elevada resistência a impactos de baixa velocidade, considerada vida infinita para cargas cíclicas de baixa tensão decaindo rapidamente quando se aumenta a tensão.

As propriedades elásticas dos polímeros reforçados com fibras dependem de um grande número de fatores relativos à composição e ao processo de manufatura dos compósitos. Dentre esses fatores, alguns observados foram: formulação da resina, condições de cura e orientação das fibras.

Os primeiros sinais de ruptura surgiam por meio da fissuração da matriz ao longo dos feixes de fibras. Essa fissuração mostrou-se praticamente imperceptível, dificultando a detecção do momento exato da ruptura, que ocorreu de maneira extremamente brusca.

A capacidade de absorção de energia do laminado ultrapassa ao apresentado por algumas ligas de alumínio e aços. Esse comportamento é atribuído a alta capacidade de alongamento das fibras de carbono.

O desempenho à fadiga dos diferentes compósitos ensaiados foi distinto, sendo que os compósitos de fibras de carbono se mostraram como os mais resistentes à fadiga a baixas tensões, embora seu desempenho caia mais rapidamente com o aumento da variação de tensão aplicada.

## 6. TRABALHOS FUTUROS

Como se sabe a anisotropia é uma das maiores qualidades dos materiais compósitos pois assim podemos moldá-los conforme nossa necessidade. Os resultados aqui apresentados se referem a um laminado de fibra de carbono com epóxi de configuração  $[(+45/-45)_5 / +45]_s$ . Dessa forma, para se entender esses materiais de forma mais abrangente se sugere um estudo com outras orientações, proporções fibra/resina, entre outros. Assim como na fadiga se explorar mais o comportamento a baixos ciclos que devem tender a vida infinita.

## 7. REFERENCIAS

**BASICS, A. M.** Workshop 1 : Introduction to ANSYS Meshing. p. 1–21, 2012.

**BOERI, D. V.** Caracterização de materiais compostos por ultra-som. p. 117, 2006. Disponível em: <<http://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/3/3152/tde-05092006-122052/publico/DissertacaoDanielBoeri.pdf>>.

**CORPORATION, H.** HexPly Prepreg Technology. Hexcel Registered Trademark, p. 28, 2013.

**DANIEL, I.; ISHAI, O.** Engineering mechanics of composite materials. Mechanics of Composite Materials. [S.l: s.n.]. Disponível em: <[http://www.egr.msu.edu/classes/me426/aloos/reference\\_books.pdf](http://www.egr.msu.edu/classes/me426/aloos/reference_books.pdf)\n<http://www.science-direct.com/science/article/pii/B9780080064215500496>>. , 1994  
Detailed\_Derivation\_of\_Stress\_and\_Strain\_Transformations\_for\_an\_Offaxis\_Lamina.pdf. . [S.l: s.n.]. , [S.d.]

**ESTUDO DOS CRITÉRIOS DE FALHAS EM COMPÓSITOS PPS / FIBRAS DE CARBONO UTILIZANDO ELEMENTOS FINITOS** Dissertação apresentada a Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá , Universidade Estadual Paulista , para a obtenção do título de Mestre em Engenharia. 2009.

**JONES, R. M.** Mechanics of composite materials. Mechanics of Composite Materials. [S.l: s.n.], 1999.

**KOSLOSKI, J.** ( ANSYS Composite Prep / Post ). [S.d.].

**LAWRENCE J. BROUTMAN ET AL.** Impact strength and toughness of fibre composite materials. Air force office of scientific research, 1972.

**MUTTULINGAM, M. S.** Composites modeling with ANSYS. 2011.

**NATIONAL, I. I.; OF, C.; ENGINEERING, M.** Análise do comportamento mecânico de placas de madeira reforçadas por fibras de carbono. 2002.

**REINFORCED, F.; COMPOSITES, P.** 16565 Engineering Composites. criterios de falha, [S.d.].

**ROOS, R.** Shell-andSolid Modeling of Composite Structures asa Base for Simulation driven Optimization Processes CFK-VALLEY STADE CONVENTION. n. June, 2011.

**SAUSSURE, F. D. E.** Cadernos Unifoa Centro universitario de Volta Redonda Fundação Oswaldo Aranha. p. 1–133, 2013.

**SILVA, L. J. DA.** Estudo experimental e numérico das propriedades mecânicas de compósitos poliméricos laminados com fibras vegetais. 2011.

**SILVESTRE, FILHO, G. D.** Derivado De Óleo De Mamona Reforçado Por Fibra De Carbono : Contribuição Para O Projeto De Hastes De Implante De Quadril. p. 192, 2001.

**SOUZA, C. R. DE; CUNHA, J.** ANÁLISE TEÓRICA E NUMÉRICA DO COMPORTAMENTO MECÂNICO DE COMPOSTOS EPÓXI / FIBRAS VEGETAIS. p. 1–18, [S.d.].

**SWENSON, M.** Modeling Layered Composites the Simple Way. p. 1–33, 2012.

**PACHECO, G.**, Universidade de Brasília ANÁLISE NUMÉRICA E EXPERIMENTAL EM PLACA DE MATERIAL COMPÓSITO DE APLICAÇÃO NA INDÚSTRIA AUTOMOTIVA. 2016.

**VALSILIEV, V. V.; MOROZOV, V. & E. V.** Mechanics and Analysis of Composite Materials. [S.l: s.n.], 2001.

**ANSYS (R);** Product Lancher Release 15.0 ANSYS 15.0 Help.

**SCHWARTZ, MEL M.**, Composite materials, Volume II: processing, fabrication and applications. 1996.

**KOLLAR, L. PETER.**, Mechanics of Composite Structures. 2003.

**BAKER, A., DUTTON, S., KELLY, D.**, Composite Materials for Aircraft Structures. 2004.

**SILVA, F. A., SANTOS, J. R. M., CHAVES, C. A.**, EXPLICAÇÃO DO PRINCÍPIO DE SAINT-VENANT UTILIZANDO O MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS, Revista Uniabeu. 2017.

**SANTOS, C. P. S.**, Estudo Experimental das Propriedades Mecânicas para Compósito em Fibra de Carbono e Matriz Epóxi Pipefix (CFRP – Carbon Fiber Reinforced Polymer), CEFET/RJ. 2015.

**D 3039/D3039M ASTM.** Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. Annual Book of ASTM Standards, v. 15.03, p. 105–116, 2000. Disponível em: <[www.astm.org](http://www.astm.org)>.

**D 695 – 02a ASTM.** Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics.

**D 3410 ASTM.** Compressive Properties Of Polymer Matrix Composite Materials With Unsupported Gage Section by Shear Loading.

**D 790 – 03 ASTM.** Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials.

**DUCELL, J.M.** Impact Testing of Advanced Composites.

**KUMAR, K. M., DEVARAJ, M. R., NARAYANA, H. V.**, Finite Element Modelling for Numerical Simulation of Charpy Impact Test on Materials, ICCOMIM. 2012.

**JUNIOR, R.C.S, AQUINO, E. M. F.**, Falha por fadiga e comportamento estático de compósitos de PRFV de fabricação industrial, UFRJ. 2004.

**MENEGHETTI, L. C., GARCEZ, M. R.,** Resistência à Fadiga de Polímeros Reforçados com Fibras de Aramida, Vidro e Carbono. 2010.

**SERIES OF LECTURES FROM ANSYS:** Composite Materials and manufacturing Methods and Simulation. (n.d.).

**FREIRE JR, R. C. S.,** Estudo Da Prevenção De Falha Por Fadiga Em Laminados De Plástico Reforçado Com Fibra De Vidro. UFRN, 2001.