

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”  
FACULDADE DE ENGENHARIA  
CÂMPUS DE ILHA SOLTEIRA**

**Matheus Sanches Aguiar**

**Análise da resistência mecânica do undertray de um veículo formula  
SAE fabricado em material compósito.**

**Ilha Solteira  
2024**

**Matheus Sanches Aguiar**

**Análise da resistência mecânica do undertray de um veículo Formula SAE fabricado em material compósito.**

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

Miguel Ângelo Menezes  
**Orientador**

FICHA CATALOGRÁFICA

Desenvolvido pelo Serviço Técnico de Biblioteca e Documentação

A283a Aguiar, Matheus Sanches.  
Análise da resistência mecânica do undertray de um veículo formula SAE fabricado em material compósito / Matheus Sanches Aguiar. -- Ilha Solteira: [s.n.], 2024  
94 f. : il.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, Ilha Solteira, 2024

Orientador: Miguel Ângelo Menezes

Inclui bibliografia

1. Caracterização teórico-experimental. 2. Simulação numérica. 3. undertray. 4. Compósitos de fibra de vidro/epóxi.

## ATA DE DEFESA DO TRABALHO DE GRADUAÇÃO

Aos 27 dias do mês de Junho do ano de dois mil e vinte e quatro, as 18h30min, por videoconferência, no Departamento de Engenharia Mecânica, do Campus da UNESP, da Faculdade de Engenharia – Campus de Ilha Solteira, o discente **Matheus Sanches Aguiar**, matriculado sob o número 182054381, tendo como banca examinadora, o orientador Prof. Ph.D. Miguel Ângelo Menezes, o Engenheiro Mecânico Filipe de Oliveira Ataoka (Siemens) e o Prof. M. Sc. Eduardo Preto (Doutorando do DEM), apresentou o Trabalho de Graduação intitulado: “Análise da Resistência Mecânica do Undertray de um Veículo Formula SAE Fabricado em Material Compósito”, obtendo a nota final (9,5) Nove e Meio.

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



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



Eng. Mec. Filipe de Oliveira Ataoka (Siemens)



Prof. M.Sc. Eduardo Preto (Doutorando do DEM)



Matheus Sanches Aguiar (Discente)

## **DEDICATÓRIA**

Primeiramente, dedico este trabalho a todos os colaboradores desde o início da faculdade, principalmente, aos meus pais que me motivaram e incentivaram em cada desafio, aos meus colegas de sala pela amizade e contribuição no crescimento dentro do âmbito universitário, ao meu orientador que sempre acreditou em meu potencial e pode me auxiliar neste trabalho. Bem como, à equipe Fênix Racing Formula SAE, a qual pode me instigar a buscar incessantemente por melhoria profissional e pessoal.

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço imensamente ao meu orientador pelo esforço de auxiliar neste projeto a fim de realizá-lo, bem como a Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira pela disposição de seus laboratórios e técnicos para desenvolvimento dos dados para este trabalho.

“A vitória é o combustível do vencedor, seu alimento, o propulsor para triunfar cada vez mais.” – Gustavo Kuerten, ex tenista brasileiro.

## RESUMO

O presente trabalho realiza um estudo compreensivo sobre os materiais compósitos, como a caracterização teórico-experimental de um laminado de material compósito de fibra de vidro/epóxi, com gramaturas distintas, de  $200 \text{ g/m}^2$  e  $460 \text{ g/m}^2$ , fabricado por laminação manual, além de análises numéricas em um *undertray* de um veículo formula SAE, a fim de determinar os esforços gerado pelas forças aerodinâmicas, como das respostas deste componente. Portanto, a análise se baseia na caracterização teórica e experimental desses materiais compósitos, assim como a simulação numérica do componente *undertray*, a fim de que o mesmo possa se ajustar bem ao veículo, sem se deformar excessivamente e perder sua funcionalidade aerodinâmica; além de avaliar a quantidade mínima de camadas do material compósito para ser utilizado na fabricação. Os resultados obtidos das simulações numéricas foram satisfatórios e, demonstrou-se que o componente *undertray* não falhará empregando um laminado com 5 camadas de Fibra/epóxi com gramatura de  $460 \text{ g/m}^2$  e, com 7 camadas com gramatura de  $200 \text{ g/m}^2$ . Os compósitos com fibra/epóxi com gramatura de  $200 \text{ g/m}^2$ , de modo geral, apresentaram maiores tensões e deformações para falha, o que era esperado devido aos maiores valores de módulos de elasticidade avaliados; estes com uma massa 50% mais leve do que com gramatura de  $460 \text{ g/m}^2$ .

**Palavras-chave:** Caracterização teórico-experimental, simulação numérica, *undertray*, compósitos de fibra de vidro/epóxi.

## ABSTRACT

The present work carries out a comprehensive study on composite materials, such as the theoretical-experimental characterization of a laminate made of fiberglass/epoxy composite material, with different weights, 200 g/m<sup>2</sup> and 460 g/m<sup>2</sup>, manufactured by manual lamination, besides numerical analyzes on an undertray of a formula SAE vehicle, in order to determine the efforts generated by aerodynamic forces, so as the responses of this component. Therefore, the analysis is based on the theoretical and experimental characterization of these composite materials and the numerical simulation of the undertray component with the aforementioned materials, so that it can adjust well to the vehicle, without deforming excessively and losing its aerodynamic functionality, in addition to evaluate the minimum number of layers of the composite material to be used in manufacturing. The results obtained from the numerical simulations were satisfactory and it was demonstrated that the undertray component will not fail using a laminate with 5 layers of Fiber/epoxy with a weight of 460 g/m<sup>2</sup> and with 7 layers with a weight of 200 g/m<sup>2</sup>. Fiber/epoxy composites with a basis weight of 200 g/m<sup>2</sup>, in general, showed higher stresses and strains for failure, which was expected due to the higher values of elastic modulus evaluated; these with a mass 50% lighter than those with a weight of 460 g/m<sup>2</sup>.

**Keywords:** Theoretical-experimental characterization, numerical simulation, undertray, fiberglass/epoxy composites.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Classificação dos materiais compósitos poliméricos.....	22
Figura 2 - Denominação dos ângulos de reforço sendo a) positivo e b) negativo.....	24
Figura 3 - Representação de dois materiais compósitos laminados e suas nomenclaturas.....	24
Figura 4 - Processo de fabricação das fibras de vidro.....	32
Figura 5 - Manta de fibra de vidro.....	34
Figura 6 - Tipos de tecido de fibras. ....	35
Figura 7 - Processo de laminação manual. ....	37
Figura 8 - Códigos para os tipos de falha para os testes de tração.....	38
Figura 9 - Ilustração da resina e endurecedor, além dos tecidos. ....	48
Figura 10 - Geometrias e dimensões dos corpos-de-prova para os ensaios longitudinais e transversais. ....	50
Figura 11 - Alocação dos cadinhos com amostras na mufla e, posteriormente, no dessecador.....	51
Figura 12 - Sistema de Geometria ( <i>Geometry</i> ) do <i>Ansys</i> ®. ....	52
Figura 13 - Importação do <i>undertray</i> dentro do espaço <i>Geometry</i> . ....	53
Figura 14 - Preparação das faces do <i>undertray</i> . ....	53
Figura 15 - Utilização do ACP (Pre) dentro do <i>Ansys</i> ®. ....	54
Figura 16 - Criação de um novo material com as propriedades a serem selecionadas. ....	55
Figura 17 - Compartilhamento da geometria com o ACP (Pre). ....	56
Figura 18 - Geração da malha.....	56
Figura 19 - Geração de malha com a adição de <i>Face Sizing</i> . ....	57
Figura 20 - Localização da região de definição dos dados do material. ....	58
Figura 21 - Definição da espessura pelo tecido ( <i>Fabric</i> ). ....	59
Figura 22 - Definição do empilhamento ( <i>Stackup</i> ) de camadas. ....	59
Figura 23 - Definição de sistemas de coordenadas para orientação das Fibras. ....	60
.....	60
Figura 24 - Definição de regiões orientadas para o empilhamento de camadas. ....	61
.....	61
Figura 25 - Adição de camadas pelo <i>Modeling Group</i> .....	62

Figura 26 - Definição das camadas de compósitos aplicada.....	63
Figura 27 - Caminho de ferramentas para análise de materiais compósitos. .....	64
Figura 28 - Caminho para seleção de fixadores. ....	65
Figura 29 - Aplicação da força ao <i>undertray</i> . ....	66
Figura 30 - Inserção de resultados desejados e aparição na árvore do sistema. .....	67
Figura 31 - Material compósito com duas camadas de tecido de fibra de vidro com 460 <i>g/m<sup>2</sup></i> de gramatura e reforços entrelaçados em 45 ° impreganados com matriz de resina epóxi. ....	68
Figura 32 - Indicação esquemática de laminados com fios contínuos pelo código SLC.....	69
Figura 33 - Gráficos dos ensaios de tração dos laminados. ....	70
Figura 34 - Falhas dos testes de tração com os códigos.....	71
Figura 35 - Resultados gráficos e visuais para compósitos com 2 camadas de fibras de gramatura 460 <i>g/m<sup>2</sup></i> . ....	76
Figura 36 - Resultados gráficos e visuais para compósitos com 3 camadas de fibras de gramatura 460 <i>g/m<sup>2</sup></i> .....	77
Figura 37 - Resultados gráficos e visuais para compósitos com 4 camadas de fibras de gramatura 460 <i>g/m<sup>2</sup></i> .....	78
Figura 38 - Resultados gráficos e visuais para compósitos com 5 camadas de fibras de gramatura 460 <i>g/m<sup>2</sup></i> .....	79
Figura 39 - Resultados gráficos e visuais para compósitos com 4 camadas de fibras de gramatura 200 <i>g/m<sup>2</sup></i> .....	80
Figura 40 - Resultados gráficos e visuais para compósitos com 5 camadas de fibras de gramatura 200 <i>g/m<sup>2</sup></i> .....	81
Figura 41 - Resultados gráficos e visuais para compósitos com 6 camadas de fibras de gramatura 200 <i>g/m<sup>2</sup></i> .....	82
Figura 42 - Resultados gráficos e visuais para compósitos com 7 camadas de fibras de gramatura 200 <i>g/m<sup>2</sup></i> .....	83
Figura 43 - Resultados gráficos e visuais para compósitos com 8 camadas de fibras de gramatura 200 <i>g/m<sup>2</sup></i> .....	84

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Principais características típicas para as fibras aramidadas, de carbono e de vidro.....	31
Tabela 2 - Resultados dos ensaios de tração em cada uma das composições de laminados.....	70
Tabela 3 - Limites de tensão e deformação para os ensaios de tração.....	72
Tabela 4 - Resultados das massas pelo ensaio de calcinação em mufla.....	73
Tabela 5 - Determinação das frações volumétricas.....	74
Tabela 6 - Análise de sensibilidade de malha.....	75
Tabela 7 - Resultados numéricos das simulações numérico-computacionais.....	85

## LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

ASTM	American Society for Testing and Materials
CP	Corpo de Prova
CVD	Deposição Química de Vapor
PAN	Fibras de poli acrilonitrila
SAE	Society of Automotive Engineers
SLC	Standard Laminate Code
TGA	Termogravimetria

## LISTA DE SÍMBOLOS

V	Vidro
C	Carbono
A	Fibra Aramida
Ep	Epóxi
P	Resina Poliéster
VE	Resina Vinil Éster
S	Compósito Simétrico
T	Representação total de camadas
$E_1$	Módulo de elasticidade longitudinal
$E_2$	Módulo de Elasticidade Transversal
$\nu_{12}$ e $\nu_{21}$	Coefficientes de Poisson
$G_{12}$	Módulo de Cisalhamento
$M_c$	Massa do Compósito
$M_f$	Massa de Fibra
$M_m$	Massa de Matriz
$V_c$	Volume de Compósito
$V_f$	Volume de Fibra
$V_m$	Volume de Matriz
$V_v$	Volume de Vazios
$m_f$	Fração de massa de Fibra
$m_m$	Fração de Massa de Matriz
$v_f$	Fração Volumétrica de Fibra
$v_m$	Fração Volumétrica de Matriz
$v_v$	Fração Volumétrica de vazios
$d_c$	Densidade do Compósito
$d_f$	Densidade da Fibra
$d_m$	Densidade da Matriz
$m_{cadinho}$	Massa do Cadinho
$m_{final}$	Massa Final
$m_{inicial}$	Massa inicial
$S_{ij}$	Tensor "Compliance"
$C_{ij}$	Elementos da matriz de rigidez
$Q$	Matriz rigidez reduzida
$F_{ij}$	Tensor de segunda ordem
$F_{ijkl}$	Tensor de quarta ordem
$\sigma_{ij}$	Termos lineares de resistência de segunda ordem
$X_c$	Limite de compressão longitudinal
$Y_c$	Limite de tração transversal
$Y_t$	Limite de tração transversal
$X_t$	Limite de tração longitudinal
$S_{12}$	Limite de cisalhamento

## Sumário

<b>1. INTRODUÇÃO .....</b>	<b>18</b>
<b>2. OBJETIVOS .....</b>	<b>20</b>
<b>2. REVISÃO DE LITERATURA.....</b>	<b>21</b>
<b>2.1 Materiais Compósitos.....</b>	<b>21</b>
<b>2.1.1 Materiais compósitos e sua classificação.....</b>	<b>21</b>
<b>2.1.1.1 Compósitos particulados .....</b>	<b>22</b>
<b>2.1.1.2 Laminados fibra/metal .....</b>	<b>22</b>
<b>2.1.1.3 Compósitos fibrados .....</b>	<b>23</b>
<b>2.1.2 Denominação de laminados .....</b>	<b>23</b>
<b>2.2 Matrizes.....</b>	<b>26</b>
<b>2.2.1 Matrizes Poliméricas .....</b>	<b>27</b>
<b>2.2.2 Matrizes não poliméricas .....</b>	<b>28</b>
<b>2.2.2.1 Matrizes metálicas .....</b>	<b>28</b>
<b>2.2.2.2 Matrizes cerâmicas .....</b>	<b>28</b>
<b>2.2.2.3 Particulados de compósitos de matrizes metálicas .....</b>	<b>29</b>
<b>2.2.2.4 Compósitos carbono carbono .....</b>	<b>30</b>
<b>2.3 Fibras .....</b>	<b>30</b>
<b>2.3.1 Fibras aramida.....</b>	<b>31</b>
<b>2.3.2 Fibras de carbono .....</b>	<b>31</b>
<b>2.3.3 Fibras de vidro.....</b>	<b>32</b>
<b>2.3.4 Formas de disposição das fibras.....</b>	<b>33</b>
<b>2.3.4.1 Mantas.....</b>	<b>33</b>
<b>2.3.4.2 Tecidos .....</b>	<b>34</b>
<b>2.4 Processos de fabricação dos materiais compósitos.....</b>	<b>35</b>
<b>2.4.1 Laminação manual .....</b>	<b>36</b>
<b>2.5 Ensaio de tração .....</b>	<b>37</b>

2.6 Calcinação e frações volumétricas .....	38
2.7 Estudo de uma lâmina ortotrópica .....	41
2.7.1 A matriz de rigidez ou compliance para materiais ortotrópicos .....	41
2.7.2 Estado plano de tensão para materiais ortotrópicos .....	43
2.8 Critério de falha.....	44
2.8.1 Critério de Tsai-Wu.....	45
2.9 Método dos elementos finitos.....	47
3. MATERIAL E MÉTODOS.....	48
3.1 Laminação manual.....	48
3.2 Ensaio de tração .....	49
3.3 Calcinação e frações volumétricas .....	50
3.4 Simulação Numérica Computacional .....	51
3.4.1 Definição da geometria .....	52
3.4.2 Definição do material a ser utilizado .....	54
3.4.3 Geração da malha.....	55
3.4.3.1 Sensibilidade de malha .....	57
3.4.4 Setup no ACP (Pre) .....	58
3.4.4.1 Definição dos dados do material.....	58
3.4.4.2 Definição de coordenadas de orientação das fibras .....	60
3.4.4.3 Definição das orientações de laminação .....	61
3.4.4.4 Adição das camadas de materiais compósitos.....	61
3.4.5 Análise estrutural .....	63
3.4.5.1 Inserção das fixações do componente .....	64
3.4.5.2 Inserção da força aplicada ao undertray .....	65
3.4.5.3 Resultados esperados.....	66
4. DISCUSSÃO E ANÁLISE DE RESULTADOS.....	68

<b>4.1 Laminação manual.....</b>	<b>68</b>
<b>4.2 Ensaio de tração .....</b>	<b>69</b>
<b>4.3 Calcinação e frações volumétricas .....</b>	<b>72</b>
<b>4.4 Sensibilidade da malha .....</b>	<b>74</b>
<b>4.5 Resultados das simulações numérico-computacionais.....</b>	<b>75</b>
<b>4.5.1 Fibras de 460 g/m<sup>2</sup>.....</b>	<b>75</b>
<b>4.5.1.1 Compósitos com 2 camadas de Fibra 460 g/m<sup>2</sup>.....</b>	<b>75</b>
<b>4.5.1.2 Compósitos com 3 camadas de Fibra 460g/m<sup>2</sup>.....</b>	<b>76</b>
<b>4.5.1.3 Compósitos com 4 camadas de Fibra 460 g/m<sup>2</sup>.....</b>	<b>78</b>
<b>4.5.1.4 Compósitos com 5 camadas de Fibra 460 g/m<sup>2</sup>.....</b>	<b>79</b>
<b>4.5.2 Fibras de 200 g/m<sup>2</sup>.....</b>	<b>80</b>
<b>4.5.2.1 Compósitos com 4 camadas de Fibra 200 g/m<sup>2</sup>.....</b>	<b>80</b>
<b>4.5.2.2 Compósitos com 5 camadas de Fibra 200 g/m<sup>2</sup>.....</b>	<b>81</b>
<b>4.5.2.3 Compósitos com 6 camadas de Fibra 200 g/m<sup>2</sup>.....</b>	<b>82</b>
<b>4.5.2.4 Compósitos com 7 camadas de Fibra 200 g/m<sup>2</sup>.....</b>	<b>83</b>
<b>4.5.2.5 Compósitos com 8 camadas de Fibra 200 g/m<sup>2</sup>.....</b>	<b>84</b>
<b>4.5.3 Resumo dos resultados obtidos .....</b>	<b>85</b>
<b>5. CONCLUSÃO.....</b>	<b>89</b>
<b>5.1 Sugestões de trabalhos futuros .....</b>	<b>90</b>
<b>6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>91</b>

## 1. INTRODUÇÃO

O Formula SAE consiste em uma competição automobilística universitária para desenvolvimento de veículos no conceito formula, com isso as equipes envolvidas são submetidas a uma série de provas entre elas, estáticas (conhecidas como *design*, custo do veículo, manufatura, entre outros) e dinâmicas (focadas na autonomia, dirigibilidade e desempenho do veículo). Logo, a segurança e atuação do carro são importantes para o sucesso na competição.

Assim, uma das áreas desenvolvidas nas equipes é a aerodinâmica que cuida do fluxo de ar ao redor do veículo com objetivo de utilizá-lo a favor de seu desempenho. Dessa maneira, destaca-se a geração de uma força para baixo, que atua no sentido da gravidade e é conhecida como “*downforce*”, de modo a auxiliar o carro em sua aderência com o solo. Ademais, outra força de destaque, é a força de arrasto, que atua contra o sentido de movimento do veículo e é também conhecida como “*drag*”; o estudo dessa força é importante, a fim de diminuí-la, uma vez que a mesma em grande quantidade aumenta o consumo de combustível e piora a transferência de potência do veículo. Dessa maneira, os dispositivos aerodinâmicos são muito importantes, entre eles, destaca-se o *undertray* ou *underbody* que se posiciona na região inferior do veículo de forma a melhorar o escoamento de ar nesse local e a fim de melhorar os índices de *downforce* sem um grande incremento nos índices de arrasto. Logo, com auxílio de ferramentas de modelagem 3D, pode-se obter uma geometria de *undertray* adequada ao veículo, bem como as simulações numéricas podem fornecer informações quanto ao desempenho aerodinâmico deste componente.

Outrossim, um dos grandes objetivos para as equipes, é o aumento de desempenho sem o grande acréscimo de peso ao carro, com isso, entra em ação a aplicação de materiais compósitos. Tais materiais possuem grande utilização nas indústrias aeronáuticas, automobilísticas, aeroespacial, de embarcações, entre outras, uma vez que estes materiais possuem grande evolução, principalmente com o aprimoramento da química orgânica, desenvolvimento de resinas apropriadas e a melhora na qualidade das fibras, de modo a afirmar seu espaço na aplicação pela engenharia.

Assim, devido ao aumento da aplicação destes materiais dentro das equipes de formula SAE, o presente trabalho busca estudar um componente deste material, a fim de que este seja capaz de suportar os esforços mecânicos sofridos sem sua perda de funcionalidade, além de ser base de estudo a diversos outros componentes, a fim de garantir uma melhor utilização quanto a manutenção da resistência dos componentes com a aplicação correta de camadas e reforços necessários.

## 2. OBJETIVOS

São objetivos do presente trabalho:

- Realizar um estudo compreensivo sobre os materiais compósitos;
- Caracterizar experimentalmente e estudar as propriedades ortotrópicas de um laminado de material compósito de fibra de vidro/epóxi, com duas gramaturas diferentes, de  $200 \text{ g/m}^2$  e  $460 \text{ g/m}^2$ , fabricado por laminação manual;
- Desenvolver análises numéricas de um *undertray* de um veículo formula SAE de material compósito de fibra de vidro/epóxi, com duas gramaturas diferentes, de  $200 \text{ g/m}^2$  e  $460 \text{ g/m}^2$ , fabricado por laminação manual, de forma que este componente não falhe e perca a sua funcionalidade aerodinâmica;
- Avaliar a quantidade mínima de camadas do material compósito de forma que o *undertray* se ajuste bem ao veículo, sem que se deforme excessivamente e, portanto, perca sua funcionalidade aerodinâmica.

## 2. REVISÃO DE LITERATURA

### 2.1 Materiais Compósitos

Nos últimos anos a procura por melhor desempenho na engenharia instiga uma busca por materiais com maiores rigidezes e resistência específicas combinados com baixo peso. Dessa forma, os materiais compósitos são um grande atrativo, uma vez que, ao ser comparados com os metais, possuem vantagens tais como resistências ao ataque químico, não são magnéticos, não condutores, entre outras.

Com isso, segundo Marinucci (2011), pode-se definir um material compósito através de sua composição de modo a apresentar dois ou mais componentes que apresentam nítida diferença tanto em suas propriedades físicas quanto químicas, bem como se indica uma fase contínua e outra descontínua. Ademais, ressalta-se que a combinação destas fases diferentes determina um material melhor do que separadas, além de a propriedade geral do material compósito ser fruto da combinação das propriedades de seus constituintes.

Por fim, destaca-se que na maioria das vezes um material compósito é composto pelos reforços, comumente conhecidos como fibras de vidro, carbono ou aramida, além do que a fase contínua é denominada de matriz que pode ser polimérica (resinas epóxi, poliéster, fenólica e vinil éster), metálica (alumínio, níquel, titânio) ou de cerâmica (nitreto de silício, carboneto de silício e alumina).

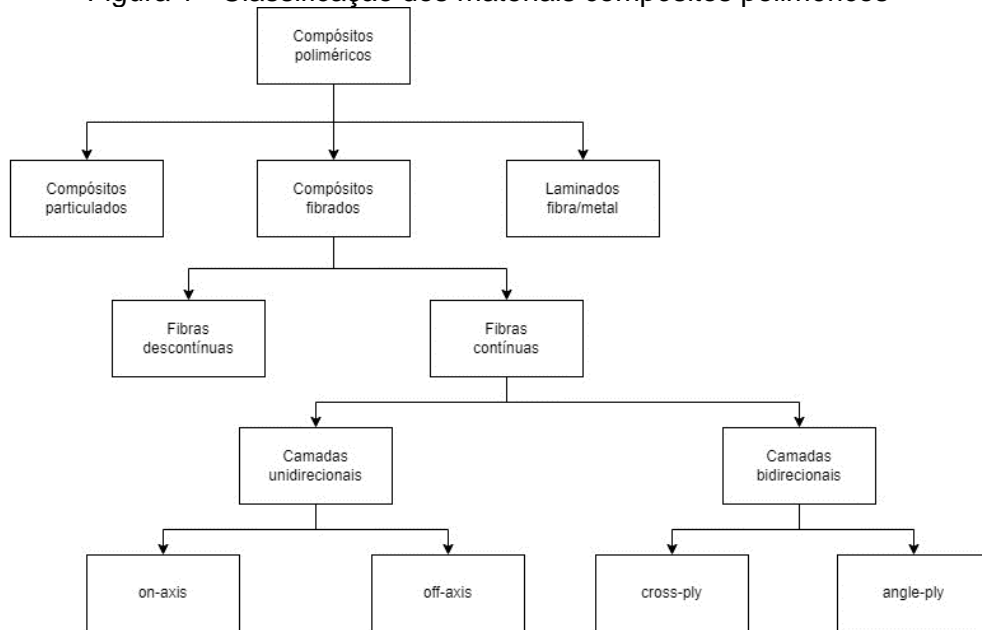
#### **2.1.1 Materiais compósitos e sua classificação**

A classificação dos materiais compósitos é muito importante para se entender quais as possibilidades de aplicação deles. Com isso, a classificação se baseia na geometria e orientação do reforço, pois estas características influenciam diretamente na resistência do material formado.

Logo, três grandes grupos podem ser observados para os compósitos poliméricos, que são os compósitos particulados formados por reforços regulares (esféricos, cúbicos, tetragonais entre outras formas conhecidas) ou irregulares, porém equiaxiais. Outrossim, os compósitos fibrados são caracterizados por fibras com seção transversal muito menor do que seu comprimento. Por fim, os laminados fibra/metal que buscam as características dos materiais metálicos aliados aos

materiais compósitos. Dessa forma, a Figura 1 retrata a classificação dos materiais compósitos, segundo Marinucci (2011).

Figura 1 - Classificação dos materiais compósitos poliméricos



Fonte: Marinucci (2011).

#### 2.1.1.1 Compósitos particulados

Assim, os compósitos particulados apresentam uma constituição de reforços na forma de partículas de um ou mais materiais, bem como são dispersos em uma matriz de outro material. Com isso, tem-se alguns exemplos como o concreto (não-metálico), pneu (não-metálico), *Cermets* (metálico), entre outros.

As principais características dos materiais compósitos particulados envolvem o aumento de rigidez, porém sem o acompanhamento da resistência, além de possuir aplicação em modificar as propriedades das matrizes a fim de aumentar características como condutividade elétrica ou maior resistência do material as altas temperaturas, modificando, portanto, as propriedades térmicas e elétricas.

#### 2.1.1.2 Laminados fibra/metal

Este tipo de laminado consegue alinhar a isotropia dos metais com a anisotropia dos materiais compósitos, de forma a gerar uma combinação de resistência mecânica interessante. Assim, este material conhecido como laminado fibra/metal possui grande aplicação na indústria aeronáutica.

### 2.1.1.3 Compósitos fibrados

Os compósitos fibrados, conforme Marinucci (2011), são aqueles que exibem os reforços na forma de fibras, sendo em lâminas ou camadas, sendo este foco de estudo do presente trabalho. Ademais, ressalta-se que há as fibras descontínuas (fibras picadas) e contínuas, de forma que a primeira apresenta resistências proporcionais em quase todas as direções do laminado e recebem até o nome de quase-isotrópicos. Já, os compósitos fibrados contínuos apresentam resistências mecânicas maiores em certas direções, que correspondem as direções dos reforços como o caso das construções com fibras unidirecionais (maior resistência em uma única direção) e bidirecionais (resistência significativa em duas direções).

Além disso, há a combinação de ambas as fibras que dá nome ao compósito *hoop-chop*, de forma a promover maiores resistências em certas direções com as fibras unidirecionais, bem como agregando resistência nas demais direções do material para evitar esforços excepcionais.

Vale ressaltar que o compósito fibrado é formado por lâminas (camadas da peça orientadas), de tal forma que a conjuntura de lâminas origina um laminado com uma estrutura de lâminas de diferentes materiais e diferentes orientações. Assim, é importante se conhecer as características mecânicas tanto da fibra que compõe as lâminas, bem como sua associação para a formação do laminado.

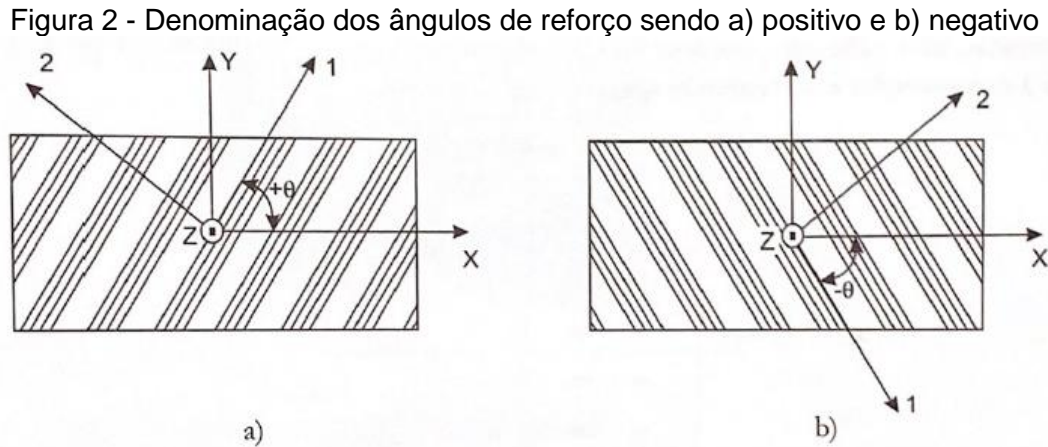
### 2.1.2 Denominação de laminados

Assim como para os aços, os materiais compósitos também possuem sua determinação segundo o SLC (*standard laminate code*) que emprega a determinação conforme os parâmetros abaixo:

- Orientação da camada de acordo com o eixo de referência;
- Indicação do reforço e matriz utilizados;
- Número de lâminas para cada orientação; e
- A sequência de deposição de cada camada.

Logo, a identificação utilizada é feita em colchetes com os ângulos de identidade das camadas em parênteses que são realizados de acordo com o eixo de referência do laminado. Assim, quando o ângulo se apresenta no sentido anti-horário descreve-se o ângulo como positivo; já se este está em sentido horário de rotação em

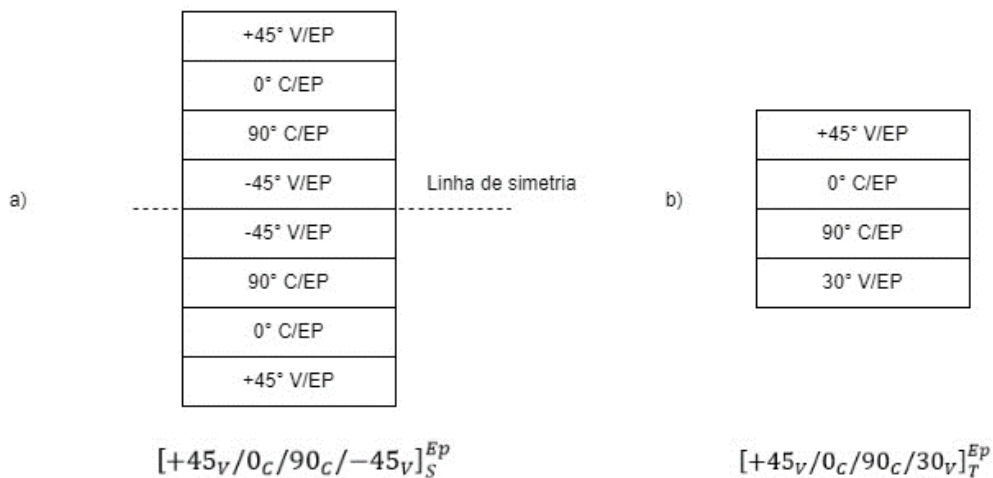
relação aos eixos de referências, descreve-se como negativo. A figura 2 mostra esta identificação.



Fonte: Marinucci (2011).

Assim, para haver a inserção das camadas na denominação dos laminados, abre-se colchetes, de modo que o escrito à esquerda apresenta a primeira camada (colocada de início em uma espécie de molde imaginário), já a definição da camada mais à direita é definida como a última camada sobreposta. A Figura 3 mostra a representação de um material compósito laminado com a indicação de cada uma das fibras unidirecionais, como também de sua composição.

Figura 3 - Representação de dois materiais compósitos laminados e suas nomenclaturas



Legenda: V – vidro/ C – carbono/ Ep – epóxi/ S – simétrico/ T – total.

Fonte: Próprio autor.

A Figura 3 nos fornece exemplos de laminados com as respectivas nomenclaturas. Dessa forma, indica-se a constituição dos reforços que variam com a letra “V” para fibra de vidro, “C” para fibra de carbono e “A” para fibra de aramida. Bem como, observa-se a denominação da matriz que banha todos os reforços e é demonstrada com um subscrito logo após o colchete, desse modo há as siglas “Ep” para epóxi, “P” para poliéster e “VE” para as vinil éster.

Além disso, há mais uma informação na designação dos laminados que é o “S” indicando um compósito simétrico, tal como se observa na Figura 3a em que há uma linha de simetria, assim as lâminas abaixo desta são um espelho da sequência logo acima; também, na nomenclatura em colchetes há a representação apenas até a metade da sequência de lâminas, já que o indicativo “S” denomina o espelhamento. Ademais, como mostrado na Figura 3b, há a representação de um laminado não simétrico e, com isso, o subscrito após o colchete é um “T”, a fim de indicar que a representação das lâminas que estão dentro dos colchetes é total.

Vale ressaltar outra informação importante que é em relação aos tecidos de reforços, uma vez que estes possuem normalmente duas orientações de reforços; as quais seguem a mesma lógica já apresentada, porém, as camadas de tecido são representadas aos pares, como exemplo, indica-se a sequência:  $[(+45/-45)_V, (0/90)_C, (+45/-45)_V]_T^P$ .

Além da nomenclatura apresentada, observa-se a identificação de laminados segundo algumas características relacionadas à disposição das camadas nos laminados como ressalta Marinucci (2011). Assim, a primeira delas diz respeito à orientação das camadas, como:

- *Laminado unidirecional on-axis*: caracterizado pelas lâminas com as fibras dispostas na orientação do eixo de referência, com isso, maior resistência em uma única direção;
- *Laminado unidirecional off-axis*: similar ao sistema anterior, em que as fibras das lâminas apontam todas para uma direção, contudo essas possuem uma angulação em relação à orientação de referência;
- *Laminado angle-ply*: nesta configuração, as lâminas apresentam uma angulação em relação ao eixo de referência, contudo apresentam uma justaposição positiva e negativa, como por exemplo:  $+θ/-θ/+θ/-θ$ .

- *Laminado cross-ply*: esta sequência apresenta uma configuração de lâminas com alternância das direções  $0^\circ$  e  $90^\circ$ , ou seja, nas direções de referência.

Outra identificação de acordo com Marinucci (2011), que condiz com as posições das camadas em relação ao plano médio ou linha de simetria do laminado, como já observado, pode ser:

- *Laminado simétrico*: essa configuração apresentada na Figura 3a, especifica um laminado que possui orientações de lâminas acima da linha de simetria que são idênticas e espalhadas com àquelas abaixo dela;
- *Laminado antissimétrico*: essa configuração apresenta lâminas com orientações em uma determinada angulação acima do plano médio e um espelhamento das lâminas abaixo com a mesma constituição e anguladas de  $180^\circ$  em relação às primeiras, de forma a obter a seguinte nomenclatura:  $[+\theta_1/-\theta_2/+\theta_2/-\theta_1]$ ;
- *Laminado assimétrico*: é caracterizado por todo laminado que não apresenta nenhuma característica de simetria ou antissimetria.

## 2.2 Matrizes

Segundo A. Baker, S. Dutton e D. Kelly (2004), as matrizes podem ser constituídas de materiais poliméricos, metálicos ou cerâmicos, de tal forma que esta possui as responsabilidades de transmitir os carregamentos para dentro e fora das fibras, separar as fibras para evitar a transferência de falhas para as adjacentes e protegê-las do ambiente que são expostos. Bem como, é muito importante a interface fibra/matriz para promover a dureza do material final.

Assim, a matriz exerce grande influência quanto as características dos compósitos, entre elas a temperatura e resistência ao ambiente, robustez à compressão longitudinal, resistência à tensão transversal, além da resistência ao cisalhamento. Ressalta-se também que as matrizes podem apresentar características frágeis ou duras que dependem de cada uma dessas escolhas. Na sequência, as matrizes poliméricas, metálicas e cerâmicas são descritas.

### **2.2.1 Matrizes Poliméricas**

Nesta descrição, há dois tipos de matrizes poliméricas, as termofixas e as termoplásticas. De acordo com Marinucci (2011) as matrizes termoplásticas são caracterizadas por materiais que fundem e fluem sobre a influência de temperatura e pressão, porém se tornam rígidos quando resfriados. É importante destacar a reversibilidade deste material que possui as propriedades físicas reconstruídas quando submetidos a temperatura e pressão. Logo, suas vantagens envolvem moderada resistência química, elevada tenacidade, permite grande volume de produção e pouco investimento em equipamento, baixa densidade e reaproveitamento dos materiais; contudo, apresentam baixas propriedades mecânicas e elásticas, além de um elevado coeficiente de expansão térmica que propicia a desestabilização dimensional do material.

De outro modo, segundo A. Baker, S. Dutton e D. Kelly (2004), os polímeros termofixos possuem moléculas de cadeias longas que curam por ligação cruzada e formam uma rede tridimensional que não pode ser derretida nem reformada; bem como, possuem vantagens de permitir a fabricação dos compósitos em relativamente baixas temperaturas e pressões, uma vez que passam por um estágio de baixa viscosidade antes da polimerização e ligação cruzada. Além disso, os termofixos apresentam características como propriedades mecânicas e elásticas melhores que os termoplásticos, excelente estabilidade dimensional e resistência ao ataque de agentes químicos.

Outrossim, entre as matrizes poliméricas termofixas, encontra-se as resinas epóxis, as mais amplamente utilizadas, que possuem excelentes propriedades químicas e mecânicas, além de possuir um baixo endurecimento e adequada aderência à maioria das fibras, bem como, a temperatura de vitrificação geralmente aumenta com o aumento da temperatura de cura; entretanto, apresentam alto custo e dificuldade de processamento. Ademais, há as resinas poliésteres que, segundo Kaw (2006), possuem as vantagens do baixo custo e a possibilidade de fabricação na forma translúcida; porém, possui desvantagens como permitir o trabalho abaixo dos 77°C, fragilidade e alta contração durante a cura. Há ainda, as matrizes fenólicas que apresentam vantagens de possuírem um baixo custo e alta resistência mecânica; todavia, podem conter muitos vazios.

## **2.2.2 Matrizes não poliméricas**

Na sequência, as principais matrizes não poliméricas de acordo com A. Baker, S. Dutton e D. Kelly (2004) são discutidas.

### *2.2.2.1 Matrizes metálicas*

Normalmente, utiliza-se de metais leves tais como magnésio, alumínio e ligas de titânio para a formação de matrizes metálicas de alta performance; bem como estas ligas possuem uma grande vantagem que envolve o serviço das matrizes em altas temperaturas, contudo uma das grandes desvantagens em sua utilização envolve os altos custos, alta complexidade e limitação das técnicas de fabricação. Além disso, em muitos casos, estas matrizes reagem quimicamente com as fibras de modo a enfraquecê-las ou, quando expostas a altas temperaturas, são também afetadas; logo, uma métrica é utilizada para observar a tendência que um metal possui de reagir com a fibra e é chamada de fibra/matriz. Daí, para a fabricação destes materiais, utiliza-se de uma fibra revestida e um metal líquido, de modo que através da infiltração em alta temperatura e pressão é possível banhar as fibras e evitar a reação desta com a matriz.

Dessa forma, as vantagens da utilização destas matrizes em relação as matrizes poliméricas envolvem o trabalho em altas temperaturas, maior resistência através da espessura do material, maior resistência a danos por impactos e maior resistência à compressão. Todavia, há algumas desvantagens inerentes à essas matrizes, como a tecnologia de fabricação ser escassa e cara, complicada união entre fibra e matriz, tendência a fadiga térmica devido as expansões incongruentes da fibra e da matriz e maior facilidade de corrosão.

### *2.2.2.2 Matrizes cerâmicas*

As matrizes compostas por carboneto de silício, nitreto de silício, alumina ou matriz de carbono são conhecidas como matrizes cerâmicas e uma de suas grandes vantagens envolve o trabalho as altas temperaturas. Como, as matrizes mecânicas de alto módulo, as fibras proporcionam pouca rigidez, mas possuem o objetivo de aumentar a resistência. Assim, essas propriedades dos compósitos são obtidas, pois as fibras são capazes de retardar e defletir as trincas da matriz cerâmica, além de

incrementar a energia de fratura através de vários mecanismos de absorção de energia como espaçamento para as fissuras e arrancamento da fibra.

Há também muitas técnicas que podem ser utilizadas na fabricação de compósitos cerâmicos, entre elas cita-se a inserção de fibras alinhadas através das técnicas de Deposição Química de Vapor (CVD, sigla em inglês) que deposita o sólido sobre a superfície aquecida por reação química durante a fase de vapor, a impregnação das fibras através de um pó fino para a consolidação do material ou a impregnação através de um material polimérico na forma líquida, que se transformará em cerâmica a temperaturas elevadas.

Assim, algumas vantagens em relação as matrizes poliméricas podem ser identificadas como resistência a altas temperaturas, resistência à umidade, baixa condutividade, baixa expansão térmica e resistência a ambientes corrosivos. Entretanto, algumas desvantagens podem ser ressaltadas, como alta dificuldade e custosa fabricação, dificuldade na junção com as fibras, baixa dureza e microtrincas na matriz podem aparecer em baixos níveis de tensão.

### *2.2.2.3 Particulados de compósitos de matrizes metálicas*

A adição de partículas cerâmicas, como carboneto de silício ou alumina na forma micro, nas ligas de titânio ou alumínio, pode ter grande aplicação estrutural na área aeroespacial, segundo A. Baker, S. Dutton e D. Kelly (2004). Dessa maneira, como esses reforços não são direcionados como as fibras, o composto gerado possui características isotrópicas já conhecidas; como podem melhorar consideravelmente a dureza do material, de tal forma que uma liga de alumínio, com 20% de seu volume formado por particulados de compósitos de matrizes metálicas com carboneto de silício, pode aumentar em até 50% de sua dureza.

Além disso, sua formação pode ser obtida através de processos de metal líquido, seja por compressão ou em pó que são prensados a quente. Ademais, as partículas adicionadas as ligas podem ser moldadas com certa facilidade como por usinagem (envolve baixo custo) e podem gerar uma ligação forte como o caso de matrizes de titânio.

#### *2.2.2.4 Compósitos carbono carbono*

Segundo Kaw (2006), há uma outra classificação de compósitos que utilizam uma matriz de carbono com os reforços/fibras em carbono também. Ressalta-se que estes compósitos possuem alta utilização em ambientes em que há exposição a uma temperatura muito elevada, acima de 3315°C, bem como estes compósitos apresentam uma resistência 20 vezes maior que as fibras de carbono e são 30% mais leves.

Além disso, a forma mais comum de se produzir estes tipos de compósitos é através de um processo conhecido como carbonização de baixa pressão, que consiste na adição de tecidos de fibra de carbono impregnados com algum tipo de resina em camadas dentro de um molde, de tal forma que se espera a cura do material. Na sequência, o composto passa pela pirólise que carbonifica a resina, depois é impregnado com álcool furfurílico, de modo a retirar a resina e quaisquer produtos voláteis no sistema. Este processo é realizado de três a quatro vezes, até que se atinja níveis adequados de porosidade; bem como em cada processo o compósito aumenta seus módulos e resistência.

Assim, uma das vantagens observadas para a utilização destes compósitos se relaciona a resistência a falha permitida pelas fibras de carbono, uma vez que o carbono em si é frágil e sensível tal como as cerâmicas, além do que permite suportar altas temperaturas, baixa fluência em altas temperaturas, baixa densidade, boas resistências à tração e à compressão, resistência à fadiga elevada, alta condutividade térmica e elevado coeficiente de resistência ao atrito. Todavia, algumas desvantagens são apontadas, tais como alto custo, baixa resistência ao cisalhamento e facilidade de ocorrer oxidação em altas temperaturas.

### **2.3 Fibras**

Segundo H. Al-Qureshi (1993), além das matrizes que são as partes do compósito capazes de dar conformação as peças, há também as fibras que são as unidades mais importantes para a definição das propriedades mecânicas dos compósitos. Assim, entre as mais utilizadas, destaca-se as fibras de Kevlar ou aramida, fibras de carbono e as fibras de vidro, as quais estão descritas na sequência e apresentadas na Tabela 1.

Tabela 1 - Principais características típicas para as fibras aramidadas, de carbono e de vidro

	Módulo de Young (GPa)	Razão de Poisson	Tensão de Ruptura (GPa)	Deformação de Ruptura (%)
<i>Kevlar</i> <sup>®</sup>	124	0,34	2,8	2,5
Carbono de alta resistência ( <i>Thornel t-40</i> )	297	0,30	4,1	1,4
Carbono de alto módulo de elasticidade ( <i>Thornel p-75S</i> )	520	0,20	2,1	0,4
Vidro "E"	72	0,20	2,4	3,0
Vidro "S"	88	0,20	3,4	3,5

Fonte: H. Al-Qureshi (1993).

### 2.3.1 Fibras aramida

É importante observar que há outra terminologia utilizada, que é conhecida como *Kevlar*<sup>®</sup>, pois é o nome dado pela empresa *Du Pont*, que inventou o produto. Além disso, de acordo com A. Baker, S. Dutton e D. Kelly (2004), esta é a primeira fibra orgânica a possuir rigidez e força suficiente para ser usada com as matrizes poliméricas em aplicações de fuselagem. Ademais, ressalta-se a alta performance destas fibras em relação aos esforços de tração, principalmente, em temperaturas acima de 400°C, bem como a sua tenacidade antes da fratura de modo a absorver uma grande quantidade energia; o que explica sua utilização em coletes à prova de balas e blindagens. Pode ainda ser destacado, segundo Marinucci (2011), as vantagens de ser resistentes ao fogo, isolantes elétricos, térmicos e ser resistentes aos solventes orgânicos, como combustíveis e lubrificantes. Contudo, em casos que é exigido grande quantidade de tensões de compressão, as fibras aramida não são indicadas, pois possuem baixa resistência a estes tipos de esforços.

### 2.3.2 Fibras de carbono

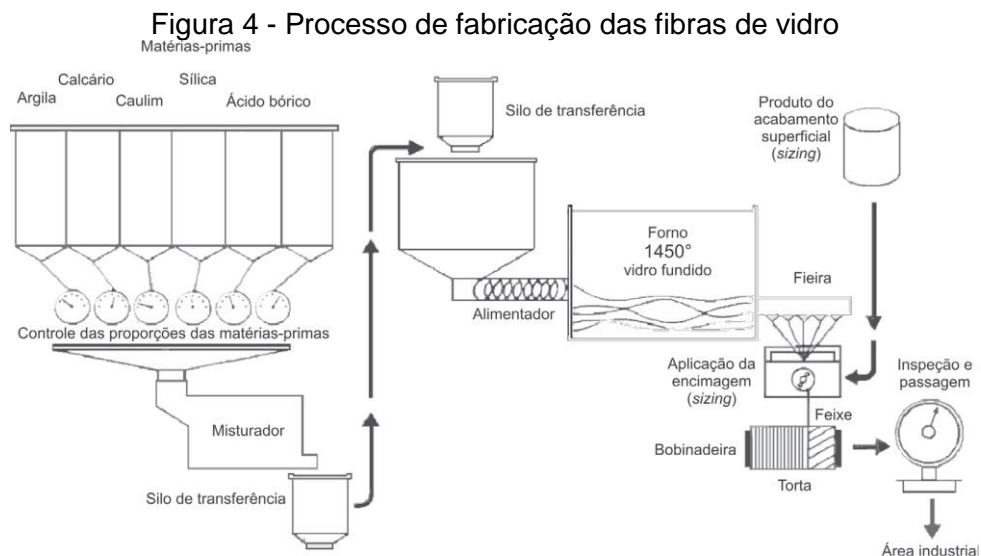
Conforme Marinucci (2011), esse tipo de fibra foi uma das revolucionárias no setor de materiais compósitos, uma vez que pôde elevar a aplicação destes produtos em segmentos antes somente explorados pelos metais. Os quesitos que colocaram

as fibras de carbono nestes patamares são devidos não só a baixa densidade, mas também ao alto módulo de elasticidade e a baixa deformação que o material sofre.

As fibras de carbono, segundo A. Baker, S. Dutton e D. Kelly (2004), são produzidas a partir de materiais orgânicos através de processos de carbonização. Além disso, uma das principais matérias primas utilizadas são as fibras de poli acrilonitrila (PAN), bem como pode ser obtida a partir de diversos piches mesofásicos e do Rayon; contudo, por razões econômicas a PAN é a mais usual; como também o Rayon, que foi um dos materiais precursores na fabricação da fibra de carbono, contudo, devido ao seu baixo rendimento de carbono por volta de 20% a 25%, suas propriedades mecânicas são mais baixas que as de PAN e a base de piche, o que explica o atual desuso.

### 2.3.3 Fibras de vidro

Segundo Marinucci (2011), uma das fibras mais utilizadas no mercado, principalmente, devido ao seu preço mais baixo, ou seja, propiciam o melhor custo/benefício entre todos os reforços. Muito desse baixo custo se deve a abundância das matérias-primas, que compõem a fabricação das fibras de vidro, como o silício contido nas areias, assim como o calcário, ácido bórico, carvão e argila, que combinados formam o vidro. Daí, essas matérias são fundidas a uma temperatura de 1450°C em um forno refratário para a formação do vidro e, na sequência, é devidamente processado para a formação das fibras de vidro, tal como ilustra a Figura 4.



Fonte: Marinucci (2011).

Destaca-se que as fibras de vidro, consoante com A. Baker, S. Dutton e D. Kelly (2004), são utilizadas desde o começo dos anos 60, uma vez que houve grande aplicação em vasos de pressão e cascas de foguetes, em que as fibras de vidro, de alta resistência, eram utilizadas para essas aplicações estruturais. Assim, estes materiais apresentam propriedades dielétricas que possibilitam aplicações em áreas exigentes de transparência quanto a radiação eletromagnética. Dessa forma, as fibras de vidro possuem características essencialmente monolíticas, linearmente elásticas e frágeis, de forma que sua alta resistência depende diretamente da ausência de falhas e defeitos no material compósito.

Por fim, é importante destacar os tipos distintos de fibras de vidro, de modo que há dois tipos “E” e “S”. Logo, as do tipo “E” correspondem àquelas compostas por um vidro com cálcio, alumínio-borossilicato, bem como apresenta as características de alta resistência elétrica e a constante dielétrica baixa; além de ser a mais utilizada em termos estruturais devido ao seu baixo custo e alta resistência. Já, as fibras de vidro do tipo “S” correspondem àquelas compostas por um vidro de alumino-silicato de magnésio, de forma que possui as características de alta resistência e com mais rigidez, além de suportar maiores temperaturas que as fibras do tipo “E”; assim, as aplicações estruturais com maior exigência mecânica são apropriadas e acompanham um maior custo no produto final.

### **2.3.4 Formas de disposição das fibras**

Conforme Marinucci (2011), a definição mais usual de fibras para fabricação de compósitos poliméricos é dada pela reunião de milhares de monofilamentos contínuos, os quais são orientados em uma única direção e são reunidos por um material aglomerante. Bem como, eles podem se apresentar na forma torcida durante a fabricação, conhecidos como *yarns*, ou não torcidos, conhecidos como *rovings*. Assim, as fibras podem apresentar-se na forma de fibras curtas com orientação desordenada (mantas) ou na forma de filamentos contínuos e ordenados (tecido).

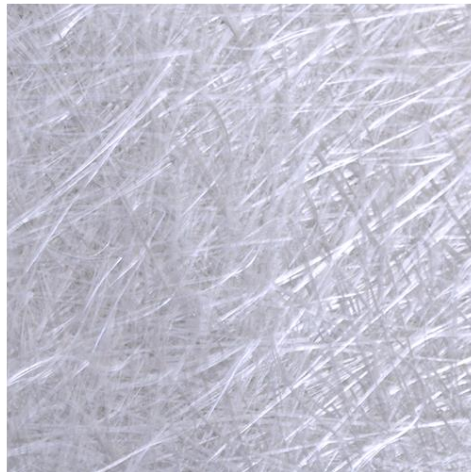
#### **2.3.4.1 Mantas**

As mantas são caracterizadas por fibras curtas (*chopped fibers*) que são obtidas pela fragmentação de fibras contínuas, assim podem ser utilizadas em na

laminação manual (*band lay-up*) ou laminação por projeção (*spray-up*). Deve ser observado que a composição das mantas é dada por fibra picada em comprimentos não superiores a 50 mm que são dispostos aleatoriamente sobre o rolete de aço e se mantêm aglomerados por um aglutinante polimérico.

Logo, devido a desordenação nas diversas direções do material, este apresenta uma estrutura quase que isotrópica ao ser aplicada em um material compósito. Ademais, possuem outras vantagens como fácil aplicação, boa molhabilidade, moldabilidade e controle de espessura. Todavia, uma de suas maiores desvantagens está relacionado às baixas propriedades mecânicas e elásticas ao ser comparados com às fibras contínuas, como mostra a Figura 5.

Figura 5 - Manta de fibra de vidro

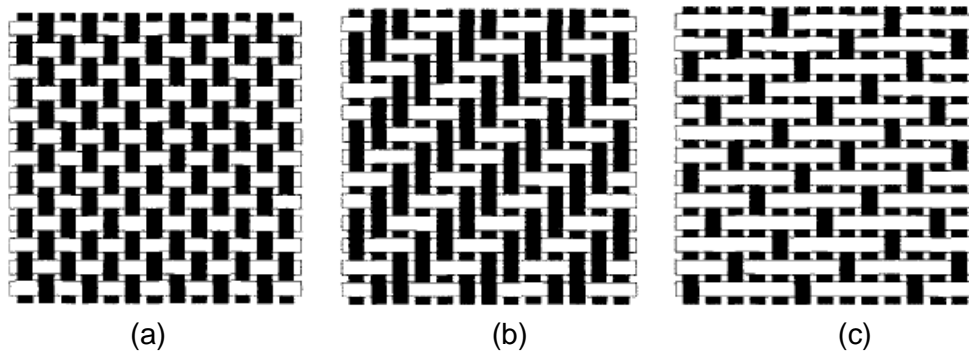


Fonte: Ideal: resinas e silicones. Disponível em <https://idealresinas.com.br/loja/manta-de-fibra-de-vidro/>. Acessado em 15/12/2023.

#### 2.3.4.2 Tecidos

Esta configuração permite aos compósitos duas direções de resistência maior que estão associadas ao urdume, montagem das fibras na direção do comprimento do fio, e a trama, direção transversal à anterior. Assim, os principais estilos de fabricação dos reforços são tela (*plain weave*), sarja (*twill weave*) e cetim (*satín weave*), a Figura 6 retrata os três estilos de tecidos.

Figura 6 - Tipos de tecido de fibras



Legenda: (a) tipo tela, (b) tipo sarja e (c) tipo cetim.  
 Fonte: A. Baker, S. Dutton e D. Kelly (2004).

Como mostra na Figura 6, o tecido tipo tela apresenta a trama e o urdume se cruzando e passando em cima e em baixo sobre cada um, de modo que este tecido é o mais utilizado por gerar maior estabilidade. Já, o tecido tipo sarja e tipo cetim apresentam a trama e o urdume se cruzando, mas sobressaindo uma maior quantidade de filamentos; o tipo sarja, entrelaça uma quantidade de forma a gerar padrões diagonais e o tipo cetim diminui a quantidade de entrelaçamento devido a enorme quantidade de tramas e urdumes que são passados. Logo, estes dois últimos tipos mostram características de ser mais leves, possuírem melhor adaptação, conformação e melhores propriedades no plano, contudo apresentam mais instabilidade durante o processamento e manejo destes.

Além disso, os tecidos se apresentam muito versáteis, pois podem combinar diversos tipos de fibras, como por exemplo possuir fibra de vidro na direção da trama e fibra de carbono na direção do urdume, assim estes são conhecidos como tecidos híbridos.

## 2.4 Processos de fabricação dos materiais compósitos

É importante destacar que existem diversos modos para os processos de fabricação de peças obtidas a partir de materiais compósitos, em que deve ser observado a distinção existente entre moldes abertos e fechados, que, segundo Marinucci (2011), se dá devido ao acabamento superficial entre cada um dos processos e a quantidade de moldes. Dessa forma, para os moldes abertos há um melhor acabamento superficial em apenas uma superfície da peça, já nos moldes

fechados, utiliza-se dois moldes (macho e fêmea), configurando um melhor acabamento em ambos os lados da peça.

Neste trabalho, é explicado o processo de molde aberto, conhecido como laminação manual devido a sua vasta aplicação entre as diversas equipes de Formula SAE, como na equipe atual.

### **2.4.1 Laminação manual**

A técnica de laminação manual é um dos métodos mais antigos e simples de fabricação de compósitos, assim, segundo F. Alves (2019), o método consiste na aplicação de uma a uma camada dos reforços (em tecido, mantas ou picados) de forma manual sobre um molde com auxílio da resina a ser utilizada ao impregnar cada camada. Logo, este é um dos processos mais baratos de conformação de materiais compósitos, por isso sua vasta utilização pelas equipes de Formula SAE, além de permitir a cura em temperaturas ambientes ou com a aplicação de calor a fim de se acelerar tal processo.

Segundo Al-Qureshi (1993), ao obter o molde pronto, o processo de laminação manual apresenta algumas etapas, como:

- I. Aplicação do desmoldante no molde para facilitar a retirada da peça após a cura;
- II. Impregnar o molde com resina através de pincéis ou rolos;
- III. Colocar a primeira camada de tecido de fibra, manta ou picotado;
- IV. Repetir o processo diversas vezes com outras camadas até se atingir a espessura desejada para o material.

Além disso, de acordo com Marinucci (2011), os tipos de reforços e orientações dos tecidos ou mantas devem seguir rigorosamente a sequência de instruções planejadas no roteiro de laminação, a fim de atingir as exigências de projeto planejadas para os carregamentos em tais direções.

Logo, as vantagens deste processo envolvem a simplicidade, flexibilidade de projeto, fabricação de grandes peças e a possibilidade de fabricar peças em lugares com menos apoio. Entretanto, este tipo de laminação é dependente da mão de obra utilizada, de forma que seu acabamento é dependente da habilidade do operador. A Figura 7 mostra uma sequência do processo de laminação manual com a aplicação de *gel-coat* que é opcional e um aplicador que pode ser feito de forma manual.

Figura 7 - Processo de laminação manual



Fonte: Hand Lay Up (HLU). Sulplast, 2023. Disponível em: [https://www.sulplast.com.br/pt\\_BR/tecnologia-e-processos/fibra-de-vidro/hlu](https://www.sulplast.com.br/pt_BR/tecnologia-e-processos/fibra-de-vidro/hlu). Acessado em: 16/12/2023.

## 2.5 Ensaio de tração

O ensaio de tração consiste na aplicação de cargas que irão tracionar um determinado corpo de prova, desta maneira algumas indicações são importantes para a correta aplicação do ensaio como o caso da norma ASTM D 3039/D 3039M. Assim, após a realização do teste, pode-se obter os módulos de elasticidade longitudinal e transversal ( $E_1$  e  $E_2$ , respectivamente) através dos coeficientes angulares de cada gráfico, os coeficientes de Poisson ( $\nu_{12}$  e  $\nu_{21}$ ) definidos pela equação (1) e módulo de cisalhamento ( $G_{12}$ ) definido na equação (2) para cada ensaio nos sentidos longitudinal e transversal para a fibra.

$$\nu_{12} = -\frac{\epsilon_2}{\epsilon_1} \text{ e } \nu_{21} = -\frac{\epsilon_1}{\epsilon_2} \quad (1)$$

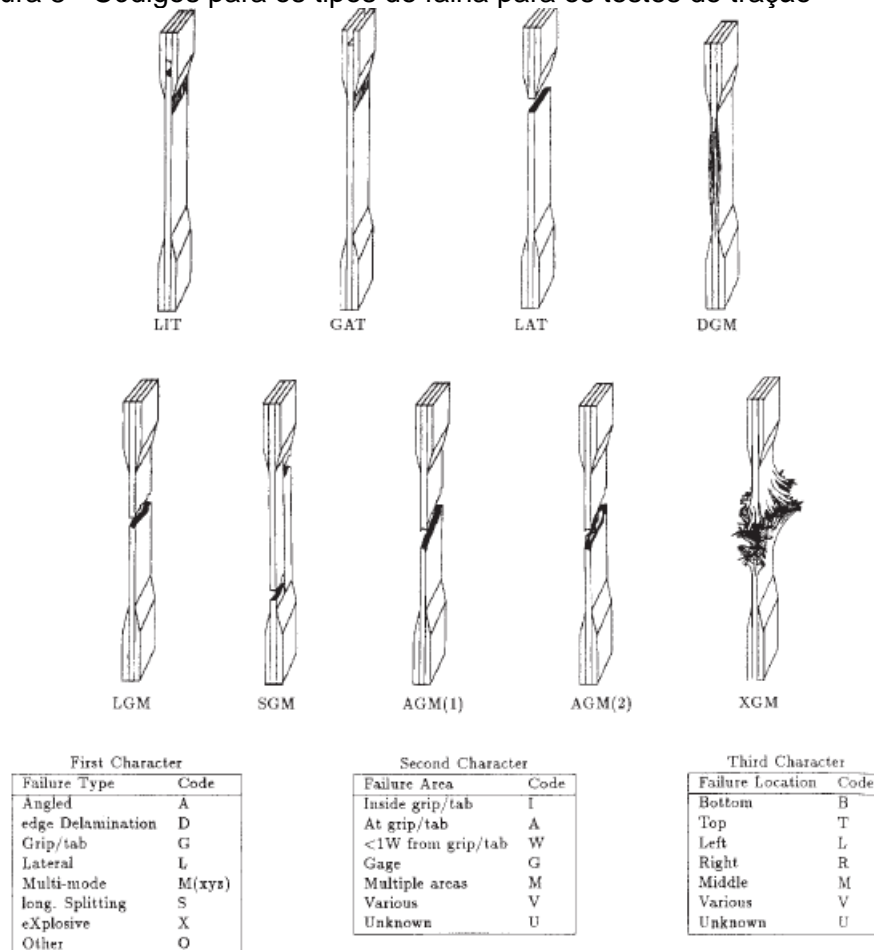
$$G_{12} = \frac{E_1}{2 \cdot (1 + \nu_{12})} \quad (2)$$

Segundo a norma ASTM D 3039/D 3039M, o teste consiste em um corpo de prova (CP) fino e plano com uma área de seção transversal constante que é montado nos *grips* das máquinas voltadas para ensaio de tração, de modo que é adicionado carga monotonicamente e registra-se esta carga. Bem como, a última resistência pode ser determinada como a máxima tensão antes da ruptura. Logo, ao registrar-se as

deformações sofridas pelo material, pode-se determinar os módulos e coeficientes referidos.

Ademais, dentro da norma, há especificações do condicionamento dos *tabs*, regiões que estarão em contato com a garra, bem como as dimensões para os corpos de prova em relação a direção das fibras e tensionamentos; destaca-se também, as indicações das formas de falha em que os CP's podem sofrer mostradas na Figura 8.

Figura 8 - Códigos para os tipos de falha para os testes de tração



Fonte: ASTM D 3039/D 3039M.

## 2.6 Calcinação e frações volumétricas

Após a realização de um material compósito, nota-se que sua composição total não é só fibra e matriz, uma vez que pode surgir a presença de vazios que vão compor o volume total da peça. Com isso, é de extrema importância a determinação da quantidade de vazios, além da quantidade exata de fibra e matriz através de amostras do material final. Logo, um dos procedimentos a serem realizados é conhecido como calcinação que consiste em um processo de termogravimetria (TGA).

Assim, a calcinação envolve a medição da variação da massa de um material composto polimérico em função da temperatura ou o tempo em relação a uma temperatura constante. Logo, a temperatura final do processo ou aquela escolhida constante deve ser tal que toda a matriz será calcinada e, somente restará a massa de fibra. A norma ASTM D 2584-94 define o procedimento a ser realizado durante o teste que, como explicado antes, mostrará apenas fibras no cadinho, bem como, dá auxílio nos tamanhos de amostras e formas de aquecimento; além do que as massas são medidas junto com os cadinhos. Dessa forma, tem-se a massa inicial do cadinho mais a amostra e a final, do cadinho mais a fibra que restou da calcinação.

Adicionalmente, para obtenção das frações volumétricas do compósito, segue-se a sequência de cálculos trazida por Marinucci (2011), de modo que  $M_c$  é a massa do compósito,  $M_f$  é a massa de fibra,  $M_m$  é a massa de matriz,  $V_c$  é o volume do compósito,  $V_f$  é o volume de fibra,  $V_m$  é o volume de matriz e  $V_v$  é o volume de vazios.

$$M_c = M_f + M_m \quad (3)$$

$$V_c = V_f + V_m + V_v \quad (4)$$

Observa-se, portanto, que não é indicado a massa de vazios, além disso, para se determinar as frações de massa e de volume do compósito, realiza-se a divisão das equações (3) e (4) por  $M_c$  e  $V_c$ , respectivamente. De modo que:

$$1 = \frac{M_f}{M_c} + \frac{M_m}{M_c} \quad (5)$$

$$1 = \frac{V_f}{V_c} + \frac{V_m}{V_c} + \frac{V_v}{V_c} \quad (6)$$

Deve-se ter em mente, que os subscritos  $c$ ,  $f$ ,  $m$  e  $v$  indicam, respectivamente, compósito, fibra, matriz e vazios. Dessa forma, as frações de massa e frações volumétricas são obtidas pelas equações (7) e (8), como:

$$m_f = \frac{M_f}{M_c} \quad ; \quad m_m = \frac{M_m}{M_c} \quad (7)$$

$$v_f = \frac{V_f}{V_c} ; v_m = \frac{V_m}{V_c} ; v_V = \frac{V_V}{V_c} \quad (8)$$

Das equações (7) e (8), nota-se que as propriedades dos compósitos são dependentes das frações volumétricas dos elementos que os constituem. Com isso, suas determinações são de extrema importância, e pelas frações de massa do compósito, obtidas pela calcinação, além da densidade do compósito ( $d_c$ ), densidade da fibra ( $d_f$ ) e da matriz ( $d_m$ ), pode-se determinar as frações volumétricas do compósito, tal como é demonstrado nas equações (9) e (10), como:

$$m_f = \frac{M_f}{M_c} = \frac{d_f V_f}{d_c V_c} = \frac{d_f}{d_c} v_f \Rightarrow v_f = \frac{d_c}{d_f} m_f \quad (9)$$

$$m_m = \frac{M_m}{M_c} = \frac{d_m V_m}{d_c V_c} = \frac{d_m}{d_c} v_m \Rightarrow v_m = \frac{d_c}{d_m} m_m \quad (10)$$

Assim, segundo o livro Al-Qureshi [3], pode-se encontrar uma densidade de  $2,5 \text{ g/cm}^3$  para as fibras de vidro do tipo E (utilizadas nos experimentos), além de uma densidade de matriz para a resina epóxi de  $1,2 \text{ g/cm}^3$ . Já, a massa do compósito, massa de fibra e densidade do compósito podem ser obtidas pelo ensaio de calcinação e as dimensões retiradas das amostras, como demonstram as equações a seguir.

$$M_c = m_{inicial} - m_{cadinho} \quad (11)$$

$$M_f = m_{final} - m_{cadinho} \quad (12)$$

$$d_c = \frac{M_c}{V_c} \quad (13)$$

Desse modo, com os valores obtidos nas equações (11) e (12), e pela Equação (3), é possível encontrar a massa de matriz ( $M_m$ ); ademais, pela equação (7), define-se as frações de massa que são utilizadas nas equações (9) e (10) para obtenção das frações volumétricas de fibra e matriz, as quais podem ser fornecidas a Equação (6) para obtenção da fração volumétrica de vazios, a qual se deseja encontrar.

## 2.7 Estudo de uma lâmina ortotrópica

Marinucci 2011 traz o estudo de lâmina ortotrópica e aqui apresentado corresponde a uma situação, como nas aplicações cotidianas, em que há carregamentos em diversas direções do componente (carregamento multiaxial); diferentemente, do que é apresentado para ensaios de tração ou na análise micromecânica com carregamentos unidirecionais.

### 2.7.1 A matriz de rigidez ou compliance para materiais ortotrópicos

Os elementos da matriz rigidez deve ser obtidos a partir da matriz simétrica representativa do tensor “*compliance*” ( $S_{ij}$ ), demonstrada pelo equacionamento em (14), a qual possui vários elementos nulos devido a simetria do material.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (14)$$

Assim, para se determinar os elementos dessa matriz representativa do tensor “*compliance*”, relaciona-se individualmente a aplicação de carregamentos uniaxiais normais e de cisalhamento no tensor de tensões da Equação (14). Logo, com um carregamento uniaxial de tração na direção de 1 (apenas  $\sigma_1$ ), torna-se fácil determinar os elementos  $S_{11}$ ,  $S_{12}$  e  $S_{13}$ . Bem como, ao se relacionar om as relações de engenharia, podem se realizar os equacionamentos:

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

Logo, por método semelhante de cálculos, os restantes dos elementos da matriz *compliance* serão obtidos, de modo que se ressalta a obtenção das propriedades elásticas pelo ensaio de tração supracitado.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_1} & -\frac{\nu_{31}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (15)$$

Na sequência, para se determinar os elementos da matriz de rigidez  $[C_{ij}]$ , deve-se realizar a inversão da matriz flexibilidade mostrada na Equação (15). Dessa forma, cada um de seus termos é mostrado na Equação (16).

$$\begin{aligned} C_{11} &= \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} \\ C_{12} &= \frac{\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23}}{E_2 E_3 \Delta} \\ C_{13} &= \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} \\ C_{23} &= \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} \\ C_{22} &= \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} \\ C_{33} &= \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta} \\ C_{44} &= G_{23} ; C_{55} = G_{31} ; C_{66} = G_{12} \end{aligned} \quad (16)$$

sendo, o valor de  $\Delta$  da equação (16) dado por:

$$\Delta = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{13} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}}{E_1 E_2 E_3} \quad (17)$$

De forma que se pode obter a matriz rigidez, como (18):

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (18)$$

### 2.7.2 Estado plano de tensão para materiais ortotrópicos

O caso do estado plano de tensão, se torna relevante quando uma das dimensões do laminado se tornam bem inferiores que as demais, caso que ocorre para a espessura. Deste modo, se considera o efeito de duas direções principais (1 e 2) e as componentes fora deste plano são consideradas nulas ( $\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{13} = 0$ ). Logo, ao substituir tais valores na matriz demonstrada na Equação (18), pode-se obter as equações (19).

$$\sigma_1 = C_{11}\varepsilon_1 + C_{12}\varepsilon_2 + C_{13}\varepsilon_3 \quad (19a)$$

$$\sigma_2 = C_{12}\varepsilon_1 + C_{22}\varepsilon_2 + C_{23}\varepsilon_3 \quad (19b)$$

$$0 = C_{13}\varepsilon_1 + C_{23}\varepsilon_2 + C_{33}\varepsilon_3 \quad (19c)$$

$$\tau_{12} = C_{66}\gamma_{12} \quad (19d)$$

Com isso, ao isolar  $\varepsilon_3$  na Equação (19c) e substituir nas equações (19a) e (19b), obtém-se as equações (20).

$$\sigma_1 = \left( C_{11} - \frac{C_{13}C_{13}}{C_{33}} \right) \cdot \varepsilon_1 + \left( C_{12} - \frac{C_{13}C_{23}}{C_{33}} \right) \cdot \varepsilon_2 \quad (20a)$$

$$\sigma_2 = \left( C_{12} - \frac{C_{13}C_{23}}{C_{33}} \right) \cdot \varepsilon_1 + \left( C_{22} - \frac{C_{23}C_{23}}{C_{33}} \right) \cdot \varepsilon_2 \quad (20b)$$

Assim, obtém-se a matriz rigidez reduzida  $[Q]$  definida pela equação (21), a qual pode ser obtida pelas equações (19d), (20a) e (20b).

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

sendo que cada um de seus valores pode ser obtido dos valores da Equação (16), como:

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

Além disso, a matriz *compliance* para o estado plano de tensão é dada pela Equação (23).

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \tag{23}$$

Portanto, da equação (15), pode-se definir os valores da matriz *compliance* apresentados na Equação (24).

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \tag{24}$$

Por fim, é importante ressaltar que, do inverso da matriz *compliance*, obtêm-se os valores mostrados na Equação (21).

## 2.8 Critério de falha

A utilização de critérios de falhas é importante para a verificação de falha ou não de um material, quando submetido aos diversos carregamentos. Com isso, eles nada mais são que modelos matemáticos que analisam a previsão de ocorrência de falha; dentre os quais se pode destacar o Critério de *Tsai-Wu*.

### 2.8.1 Critério de Tsai-Wu

Este critério procura alinhar os esforços tanto normais quanto cisalhantes que o componente irá sofrer, com isso, uma condição geral de ruptura pode ser descrita, como:

$$F_{ij}(\sigma_{ij}) + F_{ijkl}(\sigma_{ij})(\sigma_{kl}) = 1 \quad (25)$$

sendo  $i, j, k, l = 1, 2, \dots, 6$ , de modo que os termos  $F_{ij}$  é um tensor de segunda ordem e  $F_{ijkl}$  um tensor de quarta ordem que acompanham respectivamente os termos lineares de resistência de segunda ordem  $\sigma_{ij}$  e os termos lineares de quarta ordem correspondentes da interação de  $\sigma_{ij}$  e  $\sigma_{kl}$ .

Assim, Stephen Tsai e Ed Wu propuseram uma formulação geral para os materiais compósitos baseado na equação (26):

$$F_i\sigma_i + F_{ij}\sigma_i\sigma_j \leq 1, \text{ em que } i, j = 1, 2, 6 \quad (26)$$

Logo, a forma expandida da equação (26) para materiais ortotrópicos com tensões em um estado de duas dimensões e que possuem seus eixos locais alinhados com os eixos globais, de modo que não seja relevante as direções das tensões de cisalhamento ( $F_6 = F_{16} = F_{26} = 0$ ) geram o desenvolvimento demonstrado pela equação (27).

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 \leq 1 \quad (27)$$

Assim, para as determinações dos tensores  $F$ 's é necessário a aplicação de tensões individuais de tração, compressão e cisalhamento nos eixos longitudinais e transversais da fibra através de ensaios mecânicos que permitam a determinação das resistências limite do laminado em tais direções. Logo, ao considerar em cada momento, carregamentos únicos de tração na longitudinal da lâmina ( $\sigma_1 = X_t$ ) e transversal ( $\sigma_2 = Y_t$ ), compressão na longitudinal ( $\sigma_1 = X_c$ ) e transversal ( $\sigma_2 = Y_c$ ), além do carregamento de cisalhamento ( $\tau_{12} = S_{12}$ ), obtém o conjunto de equações definidas em (28), (29) e (30).

$$\begin{cases} F_1 X_t + F_{11} X_t^2 = 1 \\ -F_1 X_c + F_{11} X_c^2 = 1 \end{cases} \quad (28)$$

$$\begin{cases} F_2 Y_t + F_{22} Y_t^2 = 1 \\ -F_2 Y_c + F_{22} Y_c^2 = 1 \end{cases} \quad (29)$$

$$F_{66} S_{12}^2 = 1 \quad (30)$$

Portanto, pela solução das equações (28) a (30), pode-se obter os termos dos tensores, como mostrado pelas equações (31) a (36).

$$F_1 = \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c} \quad (31)$$

$$F_2 = \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c} \quad (32)$$

$$F_{11} = -\frac{1}{X_t \cdot X_c} \quad (33)$$

$$F_{22} = -\frac{1}{Y_t \cdot Y_c} \quad (34)$$

$$F_{66} = \frac{1}{S_{12}^2} \quad (35)$$

Além disso, o termo tensor  $F_{12}$ , que associa os carregamentos das tensões  $\sigma_1$  e  $\sigma_2$ , exige um ensaio biaxial para ser determinado; contudo, como empregado por Tsai e Hahn, pode-se utilizar da equação (36).

$$F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{(F_{11} \cdot F_{22})} \quad (36)$$

Ademais, é importante destacar que este método é capaz de identificar possíveis falhas no laminado, porém não é capaz de determinar o modo de falha que o material poderá vir a sofrer.

## 2.9 Método dos elementos finitos

O método dos elementos finitos é de grande valia, principalmente, para a resolução e estudo em componentes com geometrias mais complexas; contudo, ainda há restrições de aplicações em materiais compósitos. Assim, para a utilização deste método, torna-se necessário se conhecer as etapas para sua resolução que envolvem o pré-processamento, processamento e pós-processamento.

Assim, o pré-processamento envolve a parte de concepção da peça com a utilização de *softwares* CAD para geração da geometria. Além disso, a geração da malha que promove a discretização desta geometria em elementos finitos menores e geram os nós, de modo a gerar as relações matemáticas corretas em cada parte a fim de fornecer os dados como deslocamento, tensões, entre outros; como também, é necessário avaliar a quantidade de nós e as respostas através de um estudo de sensibilidade de malha, a fim de alinhar uma boa discretização sem um esforço computacional exagerado. Ademais, nesta etapa envolve a definição das propriedades dos materiais a serem utilizados, além do que para materiais compósitos, torna-se necessário a definição da sobreposição de camadas e direções; bem como, as definições dos suportes fixos das peças e as direções das forças que vão ser aplicadas ao modelo.

Em seguida, na etapa de processamento, tem-se definido todas as condições para o programa executar a simulação, de tal forma que este é responsável pela solução das matrizes de rigidez para a geometria.

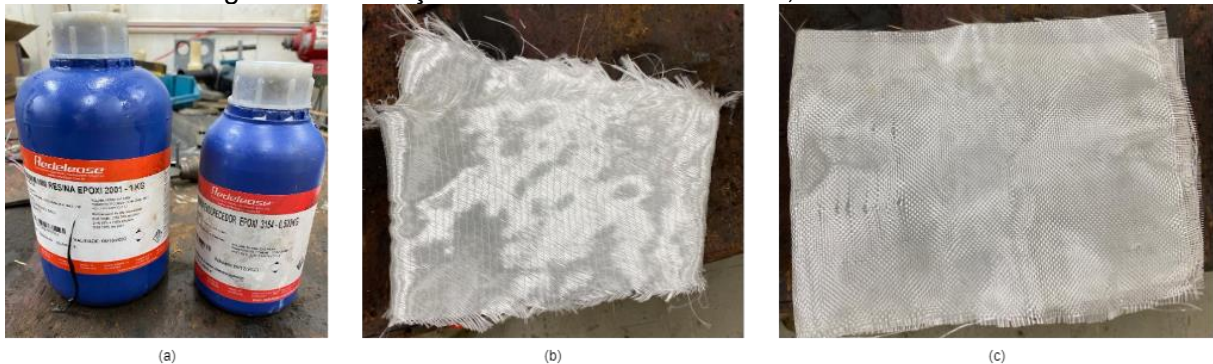
Por fim, caso não haja erros nas etapas anteriores, executa-se o pós-processamento, em que é possível visualizar os resultados obtidos para os parâmetros inseridos anteriormente. Com isso, muitos *softwares* podem demonstrar as deformações sofridas pela geometria, as tensões atuantes, bem como se pode utilizar de critérios de falhas para avaliação da segurança do componente desenvolvido.

### 3. MATERIAL E MÉTODOS

#### 3.1 Laminação manual

Destaca-se a utilização deste método em uma iniciação científica pelo autor em Aguiar (2022). Assim, ressalta-se a utilização da matriz de resina epóxi devido a sua disponibilidade dentro da equipe de Formula SAE, além de sua vasta utilização no mercado, além de seus respectivos endurecedores. Além disso, houve a utilização de dois tipos de reforços em fibra de vidro do tipo “E” na forma de tecido, ou seja, permitem a resistência do compósito em duas direções devido ao entrelaçamento dos fios de vidro. Dessa forma, os tecidos utilizados foram o de fibra de vidro com gramatura de  $460 \text{ g/m}^2$  com os reforços entrelaçados em ângulos de  $45^\circ$ , bem como o de fibra de vidro com gramatura de  $200 \text{ g/m}^2$  com os reforços entrelaçados em ângulos de  $90^\circ$ . A Figura 9 retrata os frascos da resina e endurecedores utilizados, além dos tecidos empregados.

Figura 9 - Ilustração da resina e endurecedor, além dos tecidos



Legenda: (a) Frasco de resina e endurecedor, respectivamente; (b) Tecido com gramatura de  $460 \text{ g/m}^2$ ; (c) Tecido com gramatura de  $200 \text{ g/m}^2$ .

Fonte: Próprio autor.

Dessa maneira, feita a demonstração dos materiais utilizados, ressalta-se que a laminação manual é a mais simples, bem como bem difundida dentro da equipe Formula SAE. Logo, para a fabricação dos compósitos para o ensaio de tração, não foi necessário a criação de um molde muito robusto, assim foi utilizado uma placa de mdf para manter uma superfície lisa e uniforme. Na sequência, houve o tratamento dessa superfície para retiradas de impurezas e aplicação de agentes desmoldantes para facilitar a retirada do material compósito ao fim do processo. Em seguida, aloca-se o primeiro corte do tecido de fibra de vidro na orientação desejada, de modo a

impregnar-se a matriz (mistura de resina mais endurecedor) sobre este através do despejo desta sobre a fibra e a sua compactação e dispersão com auxílio de espátulas. Ademais, as camadas posteriores foram realizadas de maneira similar, uma vez que um novo tecido, na orientação desejada, era sobreposto a primeira camada e, novamente, se aspergia a matriz com auxílio de espátulas. Por fim, utilizou-se um outro mdf, de forma a retirar as impurezas e aplicar o desmoldante, para ser colocado em cima dos laminados e sucedeu-se com a sobreposição de pesos, a fim de compactar as amostras e gerarem bom acabamento; bem como, esperou-se por um tempo mínimo de 48 horas em temperatura ambiente para a cura da resina e, assim, dar segmento ao tratamento das amostras.

Vale destacar que antes de cada processo se realizou a pesagem do tecido a ser utilizado na fabricação, de modo a se tomar uma proporção de um para um com a quantidade de matriz a ser aplicada. Desse modo, segundo indicação do fabricante, a relação da aplicação da resina epóxi e endurecedor foi de 3 para 1, respectivamente.

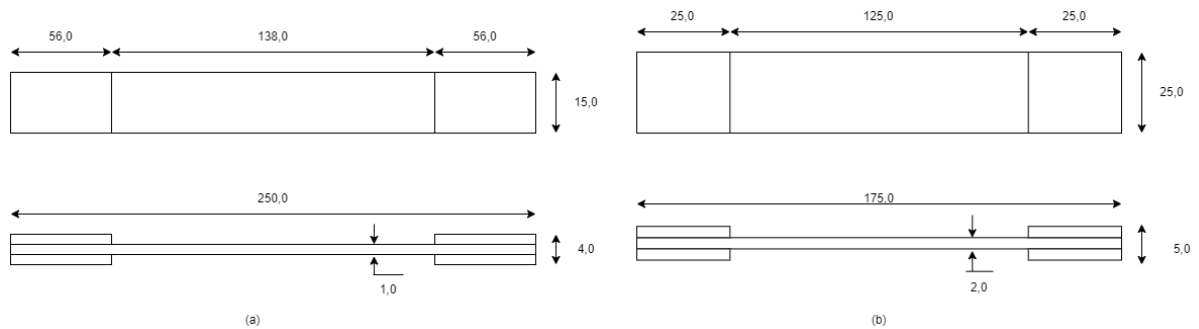
Este procedimento é aplicado tanto para as amostras utilizadas nos ensaios de tração quanto para a fabricação do componente *undertray* utilizado no veículo de Formula SAE.

### **3.2 Ensaio de tração**

De acordo com o método já apresentado em Aguiar (2022), o ensaio consiste na aplicação de tensões de tração em dois sentidos de um laminado (longitudinal e transversal), para tanto torna-se necessário alinhar-se a algumas normativas, como é o caso da ASTM D3039/D3039 M. Assim, é possível obter os módulos de elasticidade em ambas as direções de ensaio, os coeficientes de Poisson e módulo de cisalhamento no plano.

Dessa forma, com os procedimentos aplicados para a laminação manual, obteve-se os materiais compósitos desejados e, com auxílio de uma esmerilhadora, pode-se realizar os cortes nas geometrias e dimensões dos corpos-de-prova (CP's) tal como demonstra a Figura 10. É importante ainda destacar a utilização de cinco CDP's para cada ensaio realizado, tanto no sentido longitudinal quanto no sentido transversal.

Figura 10 - Geometrias e dimensões dos corpos-de-prova para os ensaios longitudinais e transversais



Legenda: (a) Geometria e dimensões em milímetros dos CP's de tração longitudinal; (b) Geometria e dimensões em milímetros dos CP's de tração transversal.

Fonte: Próprio autor.

Deve ser observado que os *tabs* (regiões laterais sobressalentes nos corpos-de-prova) foram realizados do mesmo material do CDP, de forma que a garra da máquina do ensaio de tração o prendesse, contudo também se aplicou no caso lixas nessa região para maior aderência da garra. Assim, antes de se realizar o ensaio, foram feitas diversas medidas dos CP's, entre as quais, destaca-se as medições do comprimento efetivo para tração, além da largura e espessura da região a ser tracionada.

Portanto, utilizou-se a máquina da marca EMIC modelo DL 30000 com capacidade de 30 toneladas para realizar o ensaio, que forneceu os gráficos de força pelo deslocamento, além do mais com auxílio de um micrômetro foi medido a deformação lateral (contra o sentido principal de tração), logo após o rompimento do material. Desse modo, através de tais gráficos pode-se determinar os módulos de elasticidade nos sentidos longitudinal ( $E_1$ ) e transversal ( $E_2$ ) através dos coeficientes angulares em cada gráfico, bem como seus coeficientes de Poisson ( $\nu_{12}$  e  $\nu_{21}$ ) e módulo de cisalhamento no plano ( $G_{12}$ ), pelas equações (1) e (2), respectivamente.

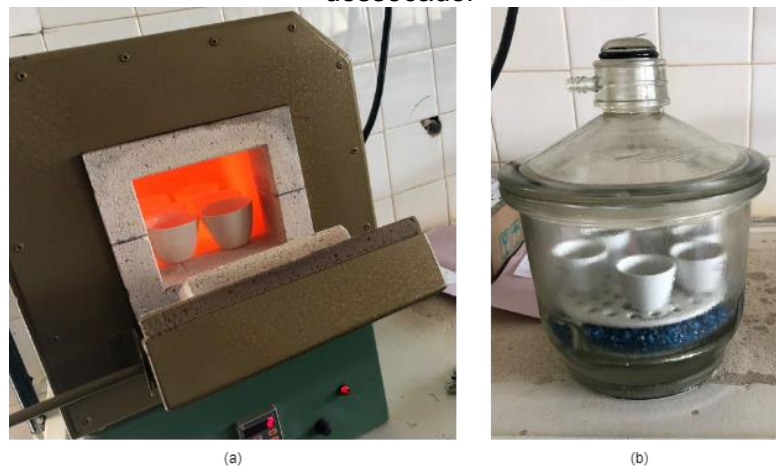
### 3.3 Calcinação e frações volumétricas

Conforme realizado em Aguiar (2022), a técnica da calcinação consiste em variar a massa de uma amostra através de um aquecimento à temperatura constante. Desse modo, é possível determinar as frações de massa de um material compósito, uma vez que, ao fim do processo, haverá apenas a massa residual de fibra.

Assim, para o início deste procedimento, torna-se necessário o corte das amostras realizadas na laminação manual através de uma esmerilhadora, de tal modo

a realizar três amostras por material compósito, as quais possuem uma dimensão máxima de 25 por 25 cm pela espessura de cada, conforme se observa na norma ASTM D2584. Na sequência, realiza-se o aquecimento em mufla dos cadinhos a uma temperatura próxima a  $850\text{ }^{\circ}\text{C}$  por 10 minutos ou mais, a fim de se eliminar as impurezas; em seguida, realiza-se seu resfriamento a temperatura ambiente através de um dessecador e mede-se sua massa ( $m_{\text{cadinho}}$ ), com isso adiciona-se as amostras no cadinho e pesa-se novamente ( $m_{\text{inicial}}$ ). Logo após, os cadinhos com as amostras são adicionados à mufla e realiza-se seu aquecimento à  $850\text{ }^{\circ}\text{C}$  por 2 horas, para que haja a evaporação da matriz; nesta continuação, estes são retirados da mufla e colocados no dessecador até atingir a temperatura ambiente, com o objetivo de realizar uma nova medição de massa ( $m_{\text{final}}$ ) para a amostra calcinada. A Figura 11 retrata os processos de colocar os cadinhos na mufla e, logo após, no dessecador.

Figura 11 - Alocação dos cadinhos com amostras na mufla e, posteriormente, no dessecador



Legenda: (a) mufla com os cadinhos; (b) dessecador com os cadinhos.  
Fonte: Próprio autor.

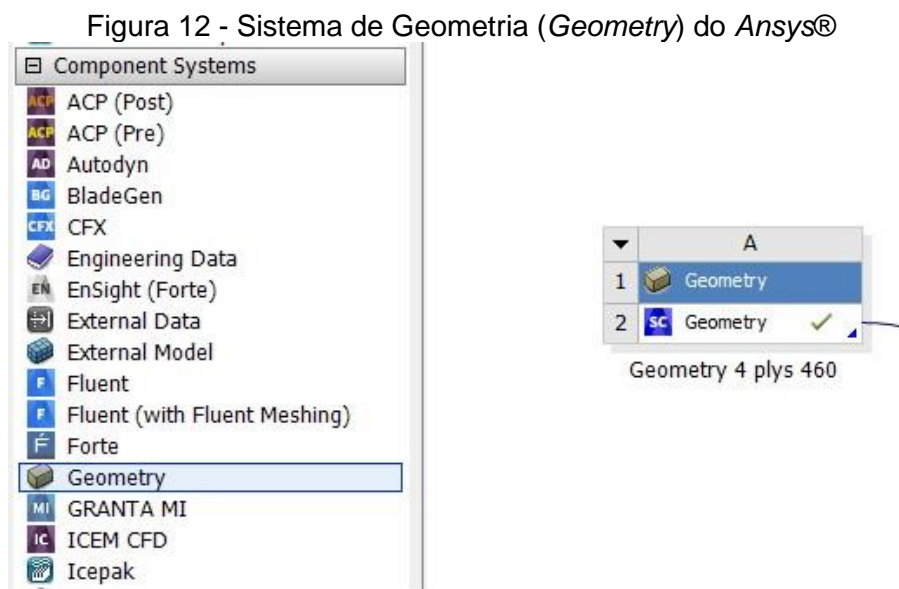
Em seguida, empregando as equações já referidas de (3) a (13), pode-se determinar as frações de massa e volumétricas para cada amostra.

### 3.4 Simulação Numérica Computacional

Para esta etapa, utilizar-se-á do *software Ansys*<sup>®</sup>, uma vez que este possui ferramentas capazes de tratar um material compósito e realizar a interpretação mecânica das possíveis respostas da geometria. Com isso, como citado anteriormente, será explicitado na sequência a etapa de pré-processamento.

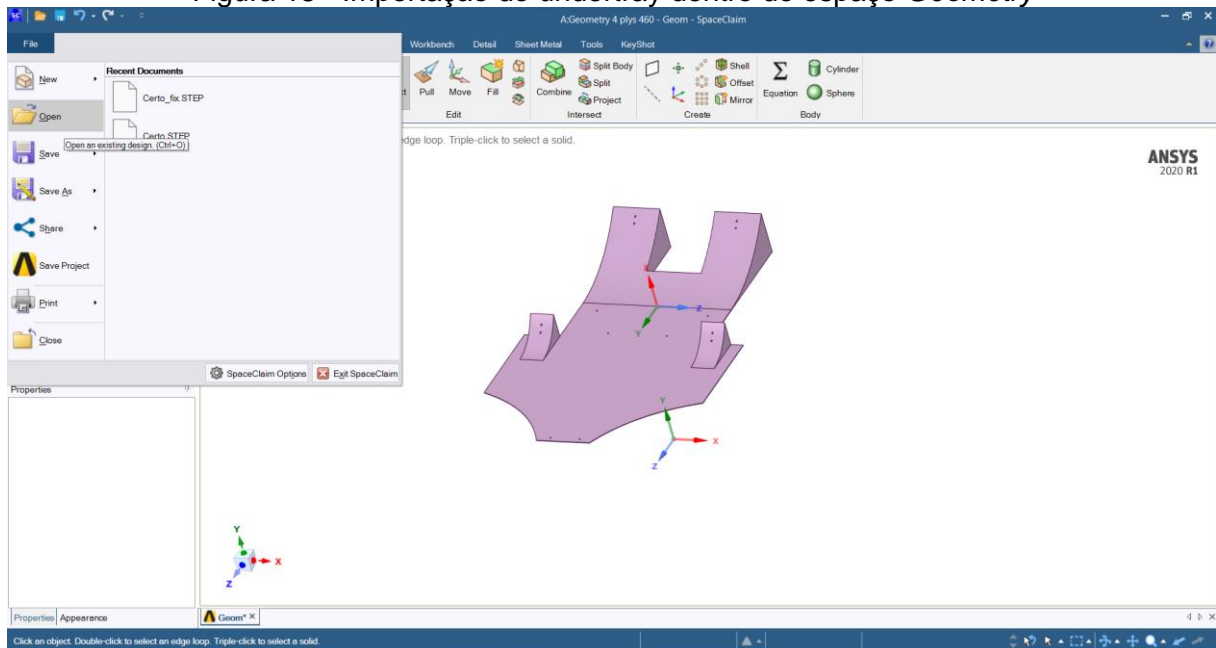
### 3.4.1 Definição da geometria

Primeiramente, a geometria aerodinâmica conhecida como *undertray* já estava em utilização pela equipe, de forma que sua confecção foi realizada com auxílio do *software SolidWorks*<sup>®</sup>. Assim, utilizou-se do mesmo para adicionar os pontos de fixação na geometria, além de realizar a importação no formato *step* para o *Ansys*<sup>®</sup> através do sistema de geometria (*Geometry*) o qual é selecionado e arrastado para a tela inicial do programa como mostra a Figura 12.



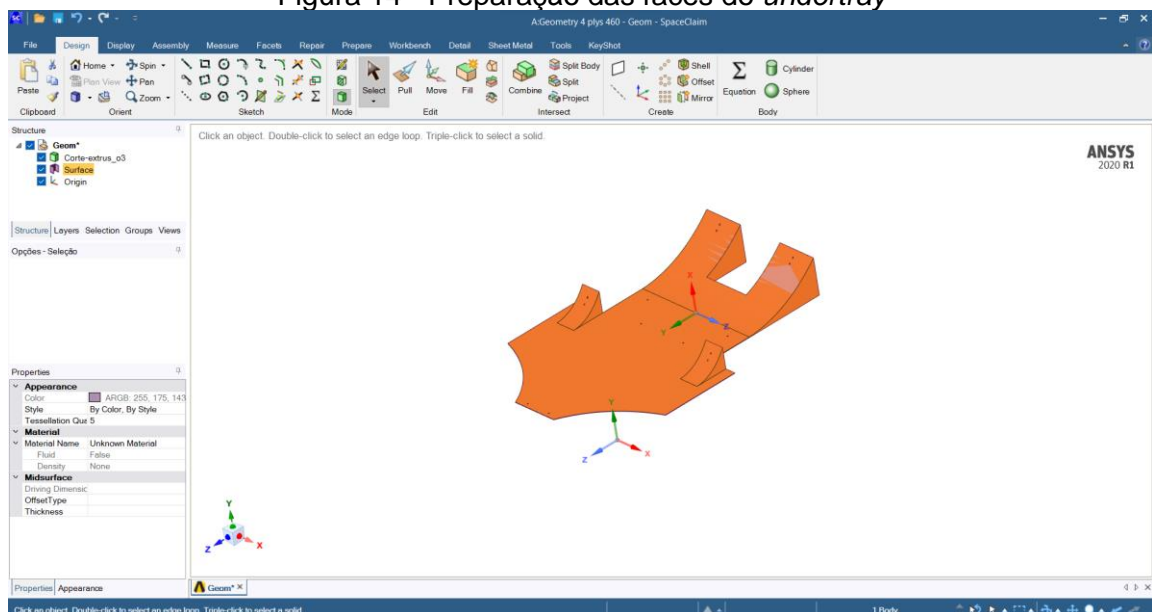
Fonte: Próprio autor.

Na sequência, realizar-se-á a importação da geometria do *undertray* dentro do espaço *Geometry*, tal como mostra a Figura 13.

Figura 13 - Importação do undertray dentro do espaço *Geometry*

Fonte: Próprio autor.

Em seguida, é necessário definir as faces a partir das quais será iniciado o processo de laminação, ou seja, o empilhamento de camadas de fibra (*stackup*) que gera a espessura e o formato da peça. Com isso, seleciona-se as faces essenciais e se realiza uma cópia no próprio espaço *Geometry*, tal como demonstra a Figura 14.

Figura 14 - Preparação das faces do *undertray*

Fonte: Próprio autor.

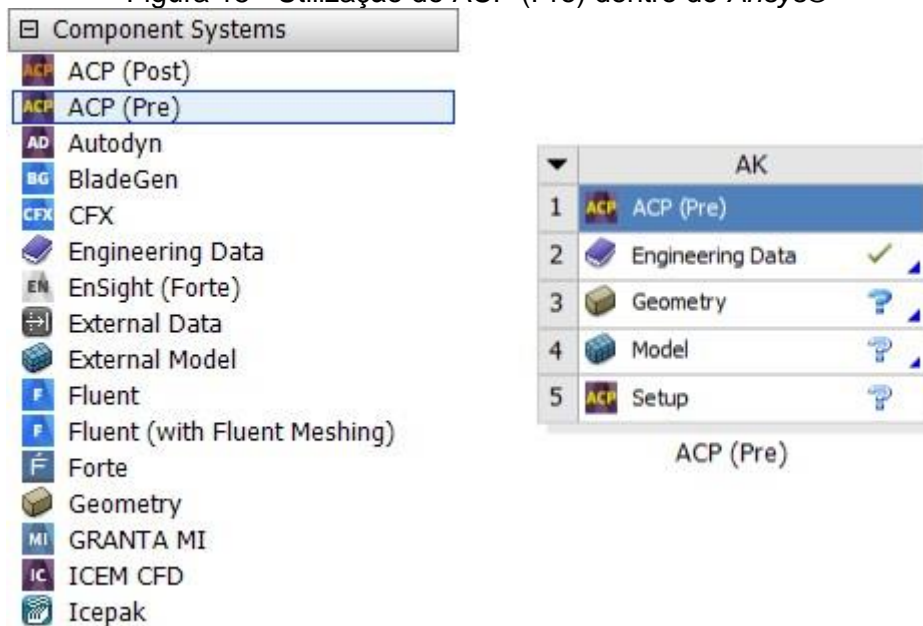
Assim, as faces essenciais são as faces superiores do undertray, bem como, ao fazer a cópia dessas faces, gera-se uma superfície (*Surface*) que servirá de base

para o processo de *stackup*. Por fim, retira-se a geometria do *undertray* que possui volume e deixa apenas a superfície para as próximas etapas.

### 3.4.2 Definição do material a ser utilizado

Para esta etapa, é necessário adicionar a tela inicial do Ansys® o sistema ACP (Pre), capaz de trabalhar e modelar as peças desenvolvidas a partir de materiais compósitos. Assim, a Figura 15 mostra onde encontrar na barra de ferramentas.

Figura 15 - Utilização do ACP (Pre) dentro do Ansys®



Fonte: Próprio autor.

Em seguida, é necessário a definição do material a ser utilizado na análise estática de aplicação de forças, portanto, os dados obtidos com os ensaios de tração e calcinação são de grande valia para a aproximação maior do material físico que a equipe dispõe. Logo, seleciona-se o item 2 do ACP (Pre) conhecido como “*Engineering data*” que possui uma grande biblioteca para diversos tipos de materiais, inclusive materiais compósitos; com isso, apaga-se o material selecionado (no caso, é o aço estrutural como padrão) e clica-se no espaço destinado para adição de um novo material, que pela árvore do programa se pode selecionar as propriedades desejadas a ser preenchidas. Logo, a Figura 16 mostra as propriedades ideais para a obtenção dos dados importantes para o estudo.

Figura 16 - Criação de um novo material com as propriedades a ser selecionadas

Property	Value	Unit
Density		kg m <sup>-3</sup>
Orthotropic Elasticity		
Young's Modulus X direction		Pa
Young's Modulus Y direction		Pa
Young's Modulus Z direction		Pa
Poisson's Ratio XY		
Poisson's Ratio YZ		
Poisson's Ratio XZ		
Shear Modulus XY		Pa
Shear Modulus YZ		Pa
Shear Modulus XZ		Pa
Orthotropic Stress Limits		
Tensile X direction		Pa
Tensile Y direction		Pa
Tensile Z direction		Pa
Compressive X direction		Pa
Compressive Y direction		Pa
Compressive Z direction		Pa
Shear XY		Pa
Shear YZ		Pa
Shear XZ		Pa
Orthotropic Strain Limits		
Tensile X direction		
Tensile Y direction		
Tensile Z direction		
Compressive X direction		
Compressive Y direction		
Compressive Z direction		
Shear XY		
Shear YZ		
Shear XZ		
Tsai-Wu Constants		
Coupling Coefficient XY	-1	
Coupling Coefficient YZ	-1	
Coupling Coefficient XZ	-1	
Ply Type		
Type	Regular	

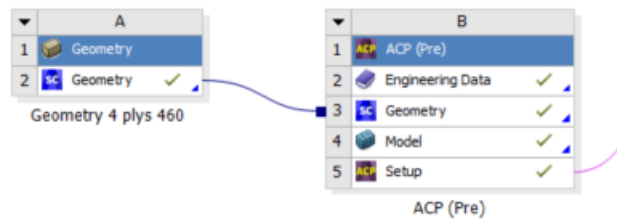
Fonte: Próprio autor.

Assim, através da Figura 16, deve-se preencher os itens em amarelo de acordo com as propriedades dos materiais compósitos utilizados ou, se não, procurar na própria biblioteca do *Ansys*<sup>®</sup> os materiais correspondentes. No caso, deste trabalho, as propriedades de elasticidade ortotrópica e densidade foram obtidas com os ensaios de tração e calcinação, além dos limites de tensão e deformação para o tracionamento; contudo, os demais foram utilizados de fibras de mesma categorização dentro da biblioteca do *Ansys*<sup>®</sup>.

### 3.4.3 Geração da malha

Nesta fase do pré-processamento, tem-se a indicação da geometria para a ferramenta do ACP (Pre), a qual é simultaneamente realizada através da ferramenta *Geometry* com o espaço destinado a geometria, que é feito através do processo de segurar e arrastar, como mostrado na Figura 17.

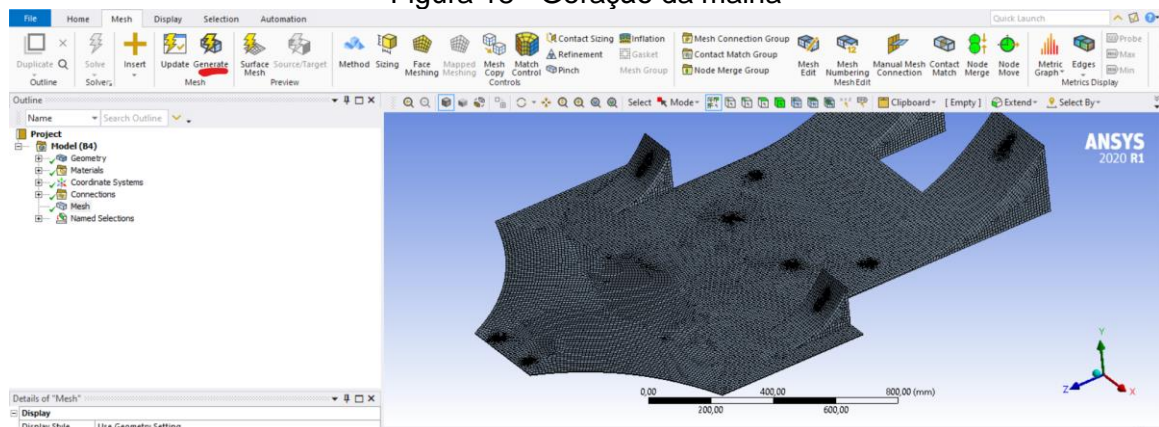
Figura 17 - Compartilhamento da geometria com o ACP (Pre)



Fonte: Próprio autor.

Daí, basta clicar no espaço designado como *Model* que abrirá uma nova janela e, que é responsável pela geração da malha. Com isso, ao abrir a nova janela, basta gerar a malha de acordo com as especificações padrões do *software*, uma vez que são suficientes para as análises, como é previsto pelos resultados do tópico sensibilidade de malha. A Figura 18 apresenta o processo de geração de malha.

Figura 18 - Geração da malha



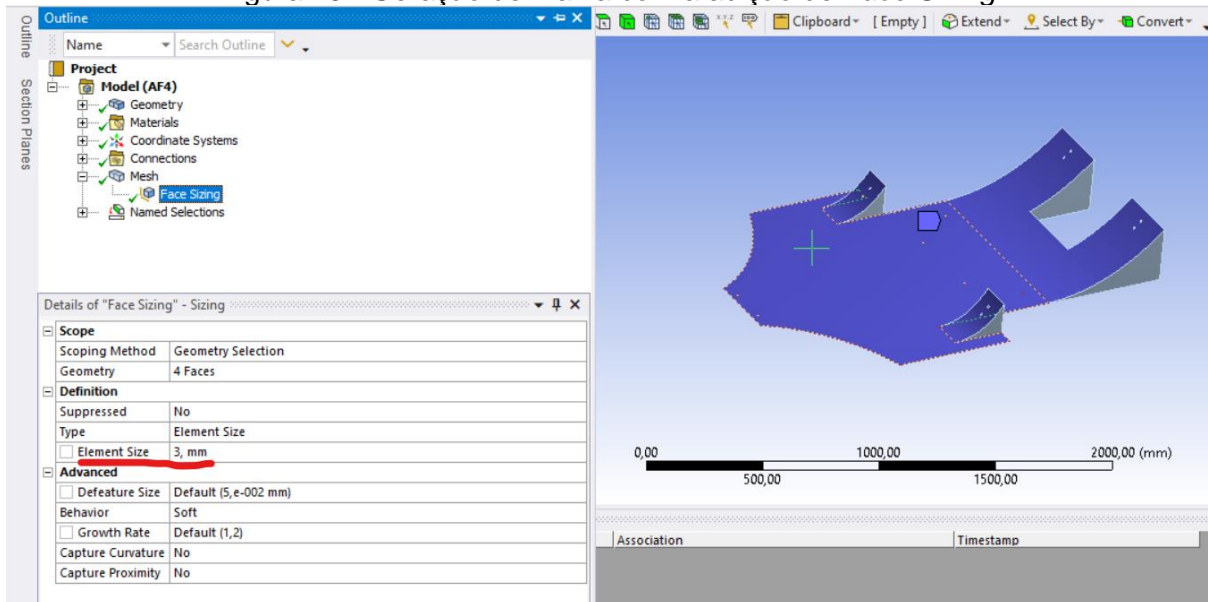
Fonte: Próprio autor.

Em seguida, torna-se importante a criação de nomenclaturas para algumas regiões do componente que servem de base para o alinhamento e empilhamento das camadas de materiais compósitos a ser utilizados; logo, para sua realização basta selecionar as regiões de interesse na peça e com o botão direito do *mouse* selecionar a opção “*Create Named Selection*”, a qual abrirá uma caixa para adicionar o nome desta parte. No caso do *undertray*, foi selecionado duas regiões de interesse, as faces voltadas para a direção “*y*” do sistema de coordenadas designadas como “*Upp parts*” e as regiões verticais no plano “*yz*” designadas como “*Side parts*”.

### 3.4.3.1 Sensibilidade de malha

Esta seção dedica-se a sensibilidade de malha, ou seja, avaliar se a malha gerada apresenta uma uniformidade de resultado. Dessa forma, foram geradas três malhas diferentes para a mesma exigência de simulação; todavia, cada uma delas se diferenciavam quanto a quantidade de elementos presentes. Assim, a primeira malha foi gerada automaticamente sem a adição de nenhum refinamento, ou seja, seguia-se a padronização gerada pelo software de modo a possuir de 20 a 30 mil elementos. Já a segunda e a terceira malha passaram por um processo de *Face sizing* nas regiões designadas como “*Upp parts*”, a fim de um maior refinamento com maior quantidade de elementos naquelas faces, de modo que a segunda malha possui entorno de 100 mil elementos e a terceira 200 mil. Logo, este processo é obtido através da alteração dos tamanhos dos elementos na geração da malha, de forma que para a segunda malha se designou um tamanho de elemento para o *Face Sizing* de 4 mm e para a terceira um tamanho de 3 mm. A Figura 19 mostra o processo de adição do *Face Sizing* a geração da malha.

Figura 19 - Geração de malha com a adição de *Face Sizing*



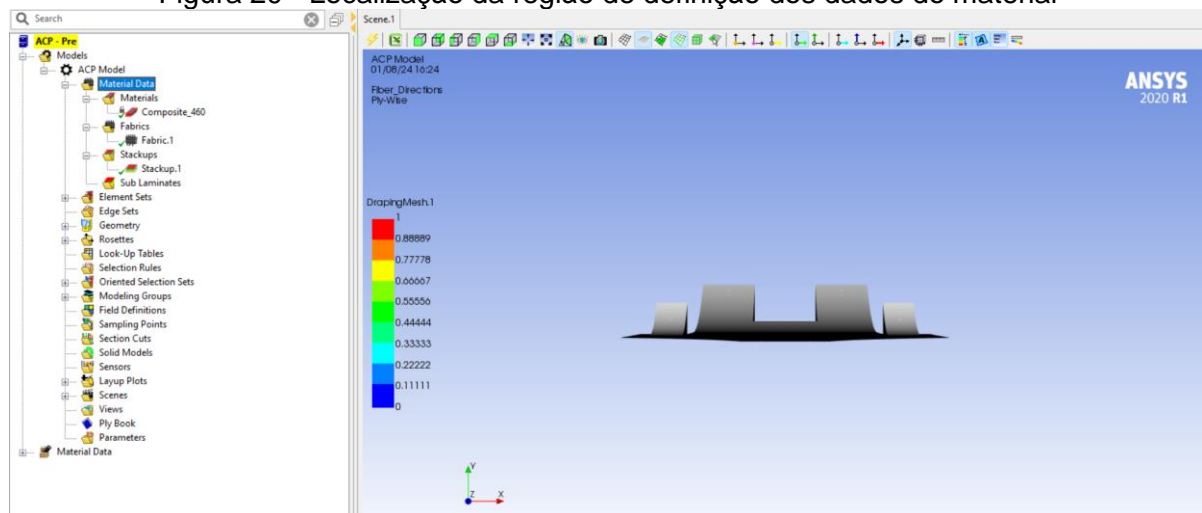
Fonte: Próprio autor.

### 3.4.4 Setup no ACP (Pre)

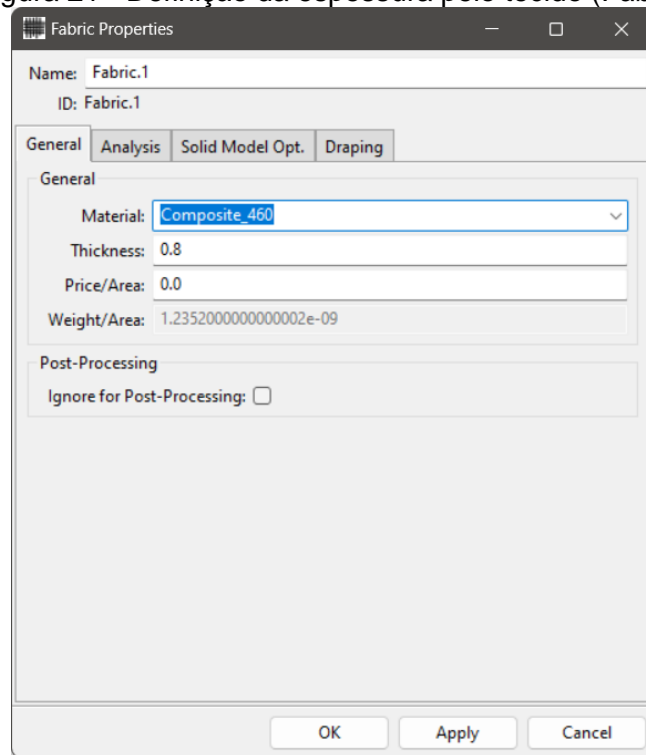
#### 3.4.4.1 Definição dos dados do material

Inicialmente, recorreu-se as definições do material a ser utilizado, bem como as características do tecido a ser produzido, além das características de empilhamento a ser utilizadas. Com isso, as definições do material são realizadas através da seção *Engineering data* com a criação do material, como também, a definição do tecido é relacionada ao material a ser utilizado; contudo, é importante realizar a definição da espessura que cada camada do material possui e, que pode ser obtida através da laminação manual, além do processo de empilhamento definido como *stackup*. Logo, as Figuras 20 a 22 demonstram exemplos de cada uma dessas etapas.

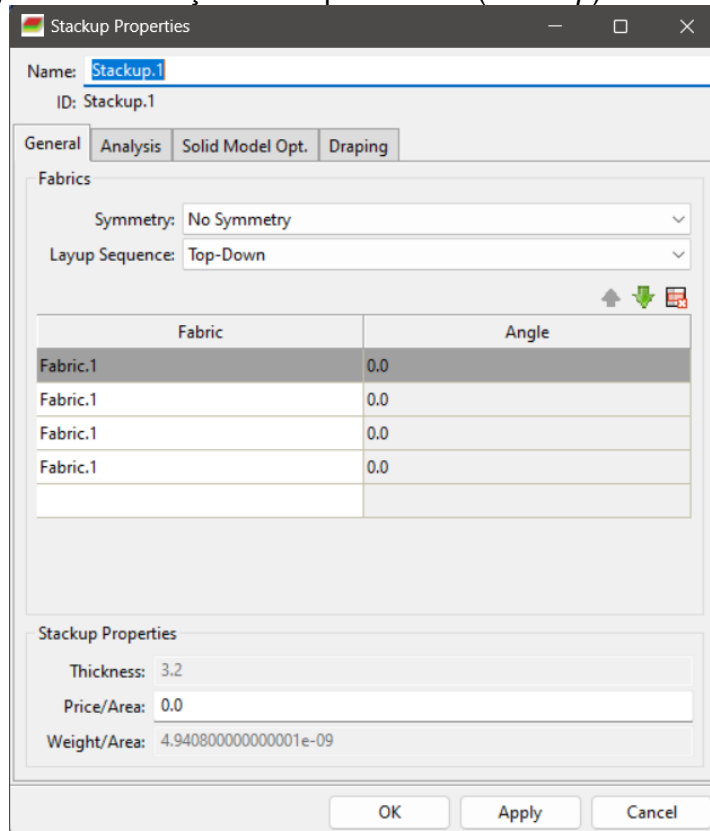
Figura 20 - Localização da região de definição dos dados do material



Fonte: Próprio autor.

Figura 21 - Definição da espessura pelo tecido (*Fabric*)

Fonte: Próprio autor.

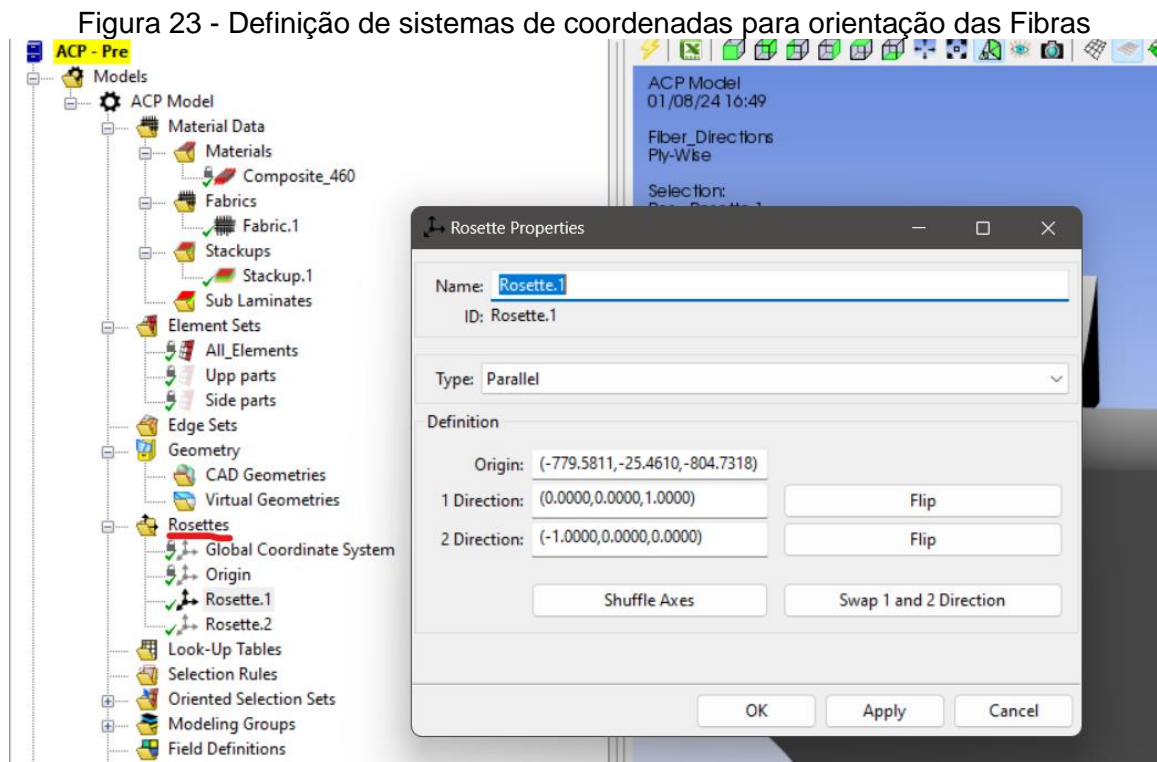
Figura 22 - Definição do empilhamento (*Stackup*) de camadas

Fonte: Próprio autor.

Deve ser observado, que o processo de empilhamento permite a variação dos ângulos das camadas, principalmente, em relação às fibras unidirecionais.

#### 3.4.4.2 Definição de coordenadas de orientação das fibras

Esta etapa é muito importante para definir as coordenadas que servem de guias para o processo de laminação virtual, de modo a orientar as camadas nesta direção, no caso, é adicionado dois sistemas de coordenadas para as seções “*Upp parts*” e “*Side parts*” como já explicitado; de tal forma que o eixo “x” de cada coordenada alinhar-se-á com o eixo “x” global e o eixo “z” deverá apontar para a região interna do molde. Assim, a Figura 23 mostra as caixas para definição dos sistemas de coordenadas.



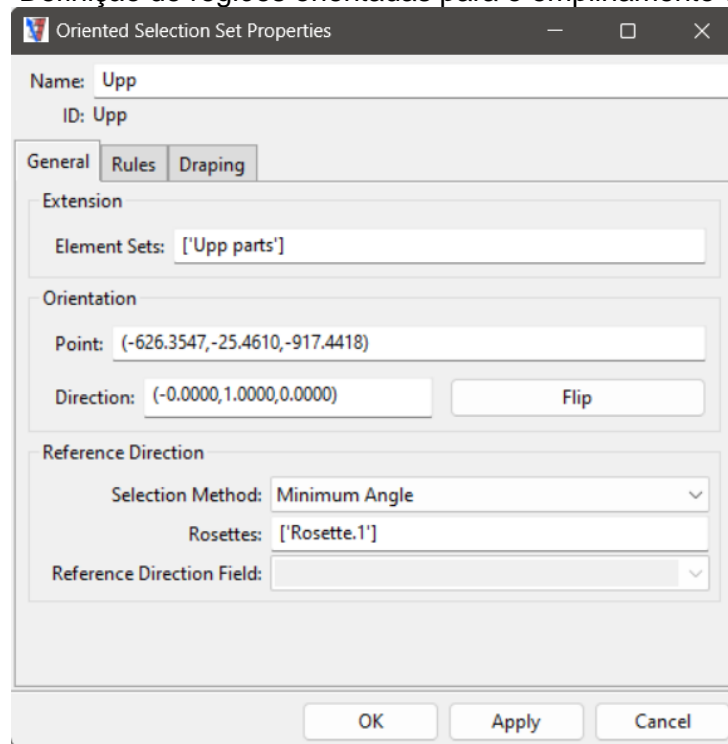
Fonte: Próprio autor.

É importante destacar, que ao clicar na superfície desejada, o novo sistema de coordenada se situa adjacente a este, de forma que um eixo de coordenadas será normal a superfície; logo, basta alterar as direções 1 e 2 para obter as orientações supracitadas.

### 3.4.4.3 Definição das orientações de laminação

Nesta seção, é necessário criar seções orientadas de acordo com as coordenadas definidas no item anterior. Dessa forma, no item *Oriented Selection Sets* deve-se adicionar duas orientações, “*Upp*” e “*Side*”, cada uma para cada seção nomeada anteriormente. Com isso, seleciona-se a região desejada em *Element Sets*, realiza-se um clique na superfície de interesse, indica-se uma flecha para cima que é o sentido de empilhamento e, por fim, em *Rosettes*, define-se o sistema de coordenadas a qual o empilhamento de camadas é definido. Logo, a Figura 24 apresenta a caixa de diálogo que é aberta para a definição das orientações.

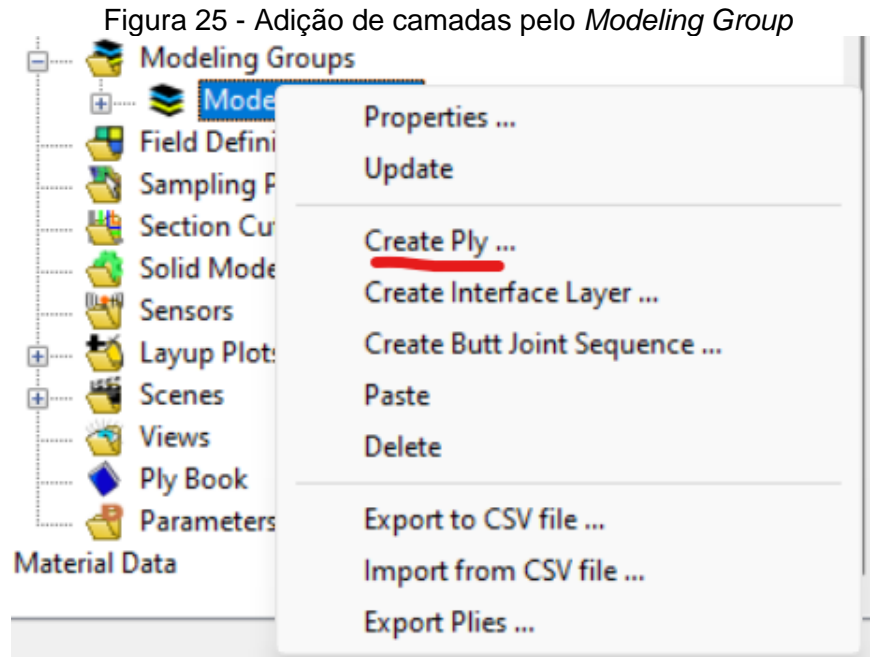
Figura 24 - Definição de regiões orientadas para o empilhamento de camadas



Fonte: Próprio autor.

### 3.4.4.4 Adição das camadas de materiais compósitos

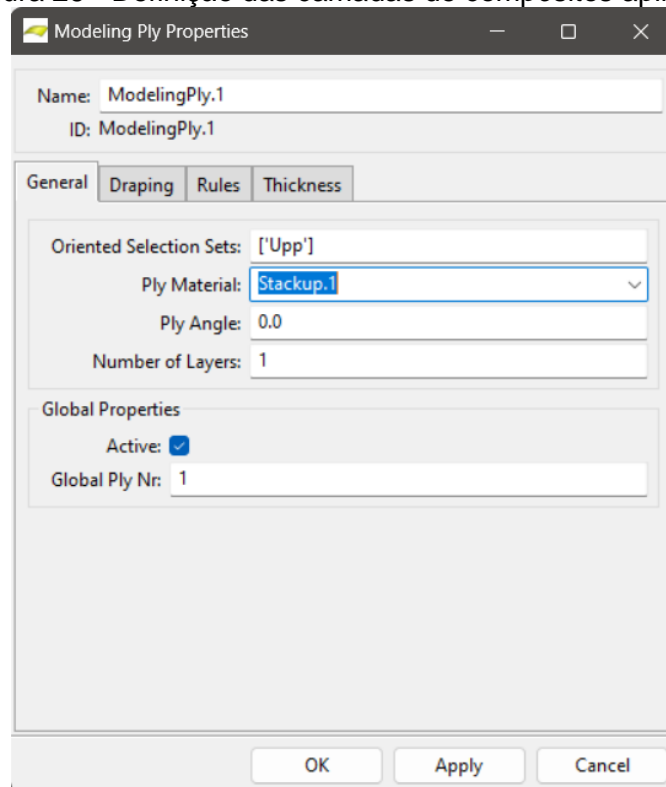
Além disso, na seção *Modeling Groups* é necessário adicionar os conjuntos de laminação, para o caso do *Undertray*, sendo necessário adicionar uma modelagem para “*Upp parts*” e uma para a “*Side parts*”. Assim, a Figura 25 mostra como é possível adicionar os grupos de camadas.



Fonte: Próprio autor.

Na sequência, ao abrir as propriedades de modelamento da sequência de empilhamento, é necessário definir quais as regiões a ser aplicados este empilhamento (“*Upp*” e “*Side*”), qual o material a ser aplicado que é o *Stackup* já definido, bem como os ângulos de aplicação, quantidade de camadas deste empilhamento e a orientação das camadas devido as seções definidas. Com isso, a Figura 26 demonstra a caixa da sequência de atividades a ser definidas.

Figura 26 - Definição das camadas de compósitos aplicada



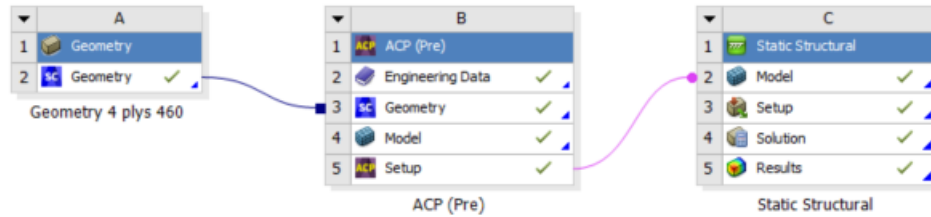
Fonte: Próprio autor.

Ademais, com os itens todos desenvolvidos é possível visualizar a orientação das fibras e a espessura a qual o material compósito possui.

### **3.4.5 Análise estrutural**

Nesta etapa é apresentado e indicado os esforços que o componente é submetido, assim como as análises a ser implementadas. Dessa maneira, para uma análise correta, torna-se necessário a utilização da ferramenta de análise estática (*Static Structural*) do software; de tal forma a relacionar o *setup* obtido pelo ACP (Pre) ao *model* da ferramenta de análise estática, além do que é necessário indicar a importação como casca, já que esta é solicitada ao se realizar o link. Logo, a estrutura de ferramentas utilizadas em toda a modelagem está explicitada na Figura 27.

Figura 27 - Caminho de ferramentas para análise de materiais compósitos



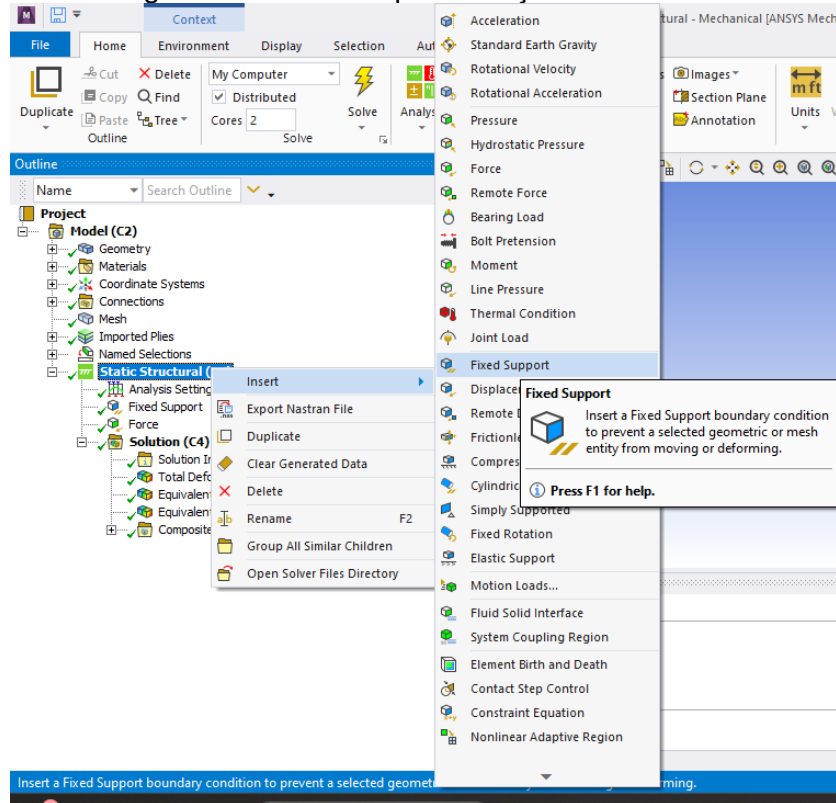
Fonte: Próprio autor.

Na sequência, deve-se abrir o *setup* da análise estrutural para inserir os esforços requeridos pelo componente, além das análises desejadas.

#### 3.4.5.1 Inserção das fixações do componente

Primeiramente, é importante checar se a geometria, a malha e todas as camadas de compósitos designadas foram importadas. Dessa forma, inicia-se o processo de inserção de esforços através da designação dos fixadores, os quais se situam nos furos realizados na geometria; com isso, basta selecionar com o botão direito o *Static Structural* e selecionar o item *Fixed Support*, que abrirá uma janela para a seleção das regiões que permanecerão fixas durante a simulação. Logo, a Figura 28 mostra o caminho para a seleção dos fixadores.

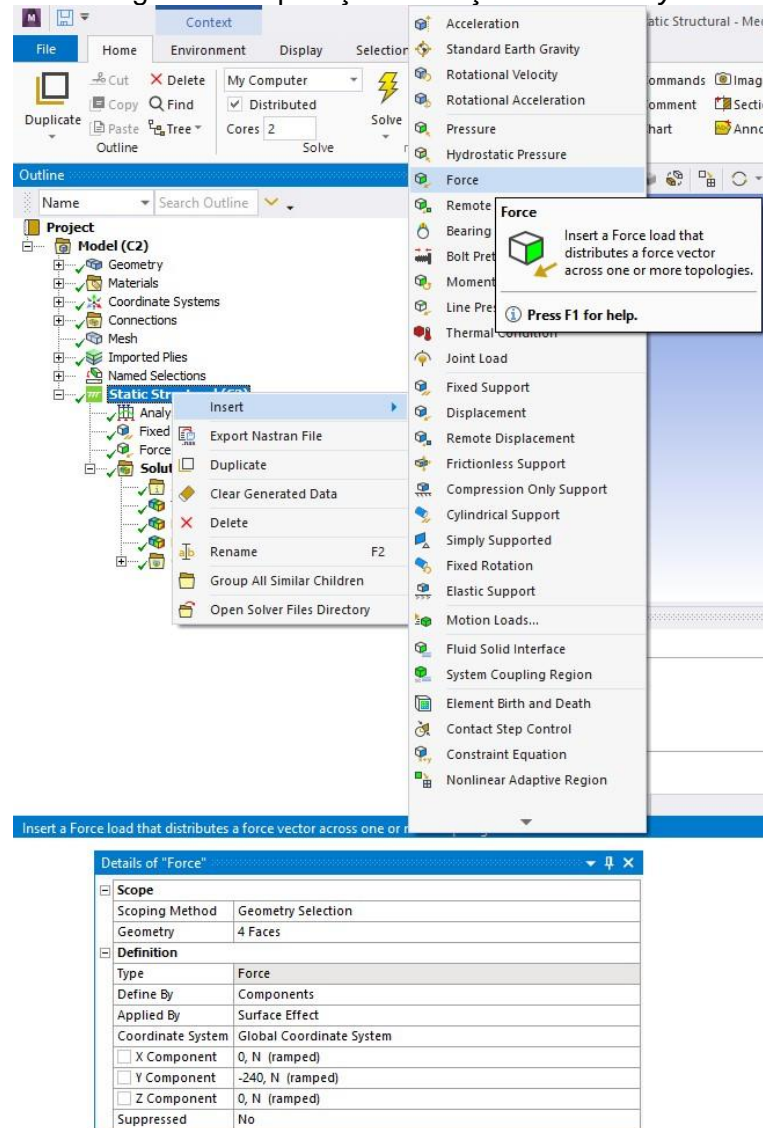
Figura 28 - Caminho para seleção de fixadores



Fonte: Próprio autor.

### 3.4.5.2 Inserção da força aplicada ao undertray

Da mesma maneira que foi apresentado os fixadores, deve-se selecionar com o botão direito a ferramenta do *Static Structural* e selecionar a opção *force*, com isso indicar as regiões a ser aplicadas as forças, que são as faces designadas como “*Upp parts*” do *undertray*, além de selecionar a opção de *Surface effect* para direcionar a força de acordo com o sistema de coordenadas. Dessa forma, a Figura 29 apresenta o caminho para encontrar a opção *force*, bem como seus detalhes.

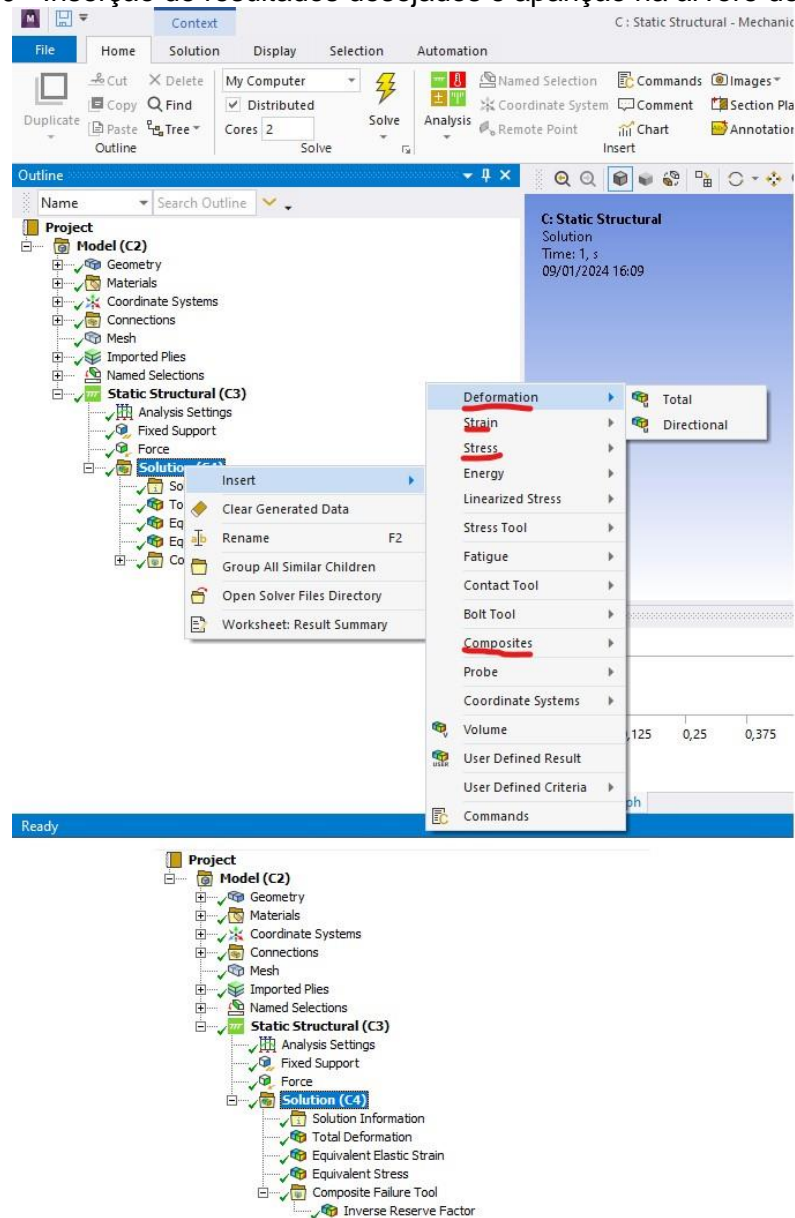
Figura 29 - Aplicação da força ao *undertray*

Fonte: Próprio autor.

### 3.4.5.3 Resultados esperados

Por fim, basta adicionar os resultados esperados para a simulação, no caso aqueles adicionados para o programa realizar a leitura e interpretação. Para isso, dentro do *Static Structural* há uma seção descrita como *Solution* que ao clicar com o botão direito e ir em *insert* mostra uma série de análises que podem ser implementadas; assim, para o *undertray*, haverá a avaliação da deformação total, a deformação equivalente elástica em  $mm/mm$ , a tensão equivalente em  $MPa$ , além de uma ferramenta de predição de falha de compósito utilizando o critério de Tsai-Wu. Logo, a Figura 30 mostra os locais de inserção para obtenção destes resultados, bem como a sua apresentação dentro da árvore do sistema.

Figura 30 - Inserção de resultados desejados e aparição na árvore do sistema.



Fonte: Próprio autor.

## 4. DISCUSSÃO E ANÁLISE DE RESULTADOS

### 4.1 Laminação manual

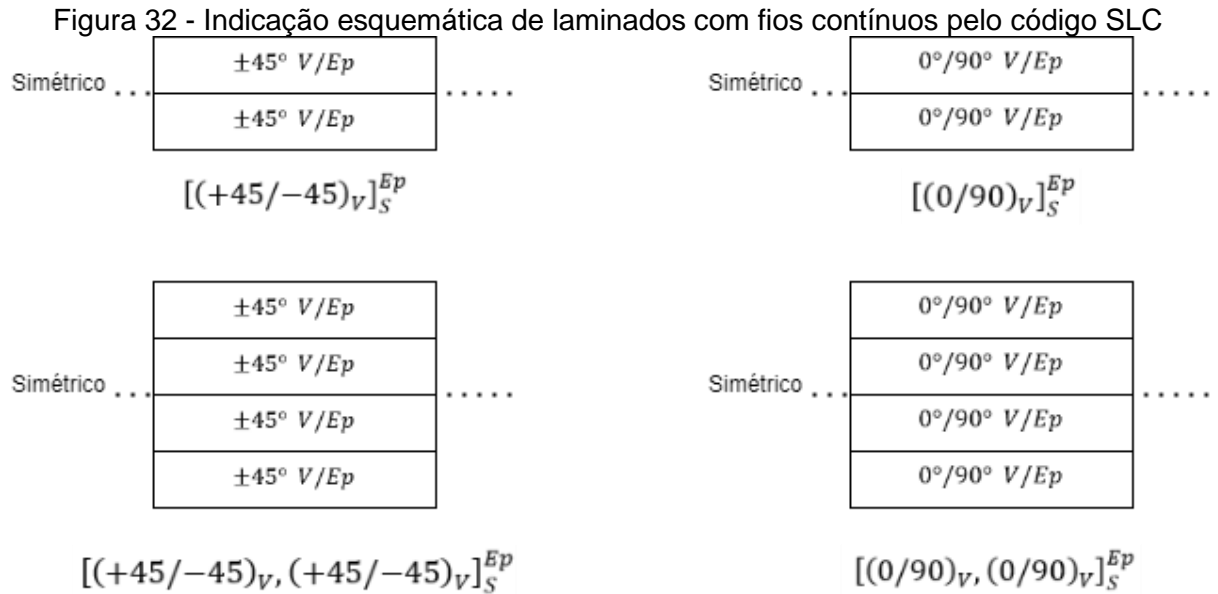
Com os materiais e procedimentos explicitados na seção 3.1, em Aguiar (2022) foram selecionados 4 tipos de composições para os laminados, de forma que ambos fossem realizados em matriz de resina epóxi; contudo, se variava os tipos de reforços e suas camadas, logo, foram realizados compósitos de 2 camadas da fibra de  $460 \text{ g/m}^2$ , outro com 4 camadas dessa mesma fibra, bem como 2 camadas da fibra de  $200 \text{ g/m}^2$  e, por fim, um outro com 4 camadas desta última fibra. Logo, a Figura 31 retrata um dos laminados realizados.

Figura 31 - Material compósito com duas camadas de tecido de fibra de vidro com  $460 \text{ g/m}^2$  de gramatura e reforços entrelaçados em  $45^\circ$  impregnados com matriz de resina epóxi



Fonte: Próprio autor.

Como pode ser observado, as fibras possuem uma orientação dos reforços, de modo que realizam ângulos entre si, bem como em relação aos eixos principais (“X” e “Y”). Logo, como já explicitado a orientação destes, a Figura 32, mostra a indicação dos laminados, que são usadas ao longo do trabalho.



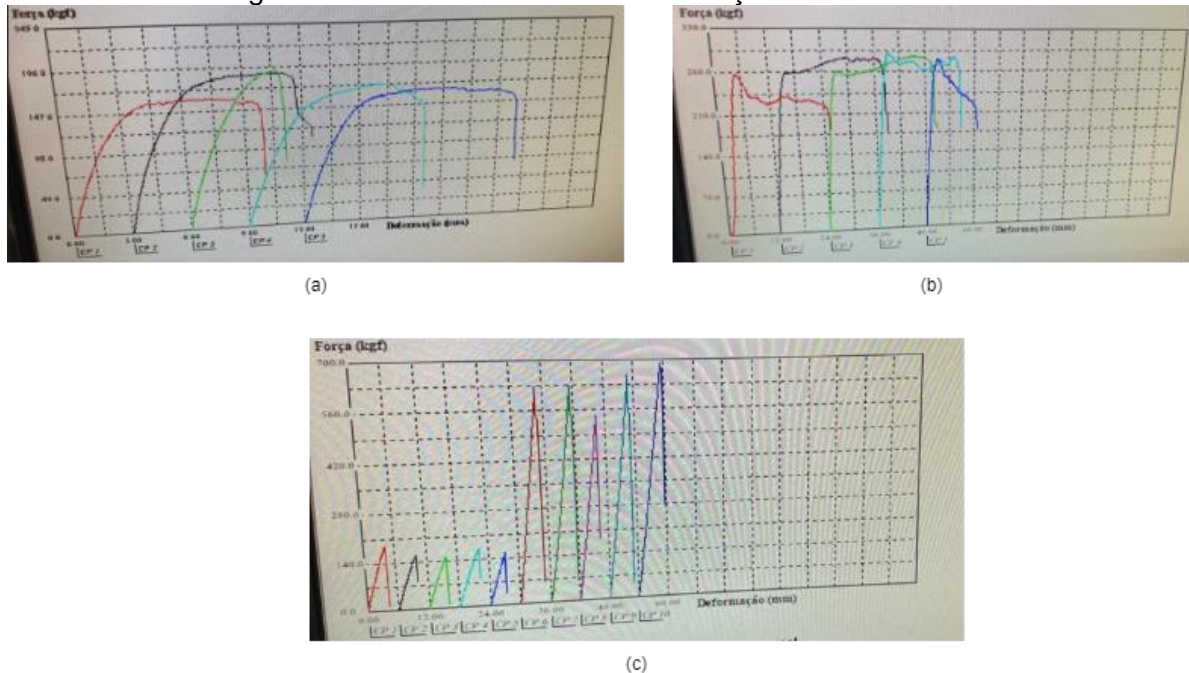
Legenda: Em baixo de cada representação de laminado há o seu respectivo código, bem como as letras  $V$  indicam fibra de vidro,  $Ep$  resina epóxi e  $S$  indica simetria.

Fonte: Próprio autor.

## 4.2 Ensaio de tração

Deve ser destacado que, de acordo com Aguiar (2022), foram realizados dois sentidos dos ensaios de tração (longitudinal e transversal) para cada tipo de gramatura de fibra de vidro, de modo que pela Figura 10 o sentido transversal apresenta uma espessura maior; logo, para atingir tal objetivo, os laminados com mais camadas são destinados a esse ensaio. Assim, ao realizar os ensaios como indicado no procedimento da seção 3.2, tem-se a obtenção dos gráficos que são mostrados e descritos na Figura 33.

Figura 33 - Gráficos dos ensaios de tração dos laminados



Legenda: (a) Fibra de vidro com gramatura de  $460 \text{ g/m}^2$  no sentido longitudinal; (b) Fibra de vidro com gramatura de  $460 \text{ g/m}^2$  no sentido transversal; (c) Fibra de vidro com gramatura de  $200 \text{ g/m}^2$  no sentido longitudinal e transversal;

Fonte: Próprio autor.

Nota-se nos gráficos da Figura 33 a utilização da força em  $kgf$ . Fazendo a transformação para Newtons e ao dividir pela área da seção transversal de cada corpo de prova, obtém-se a tensão aplicada na amostra. Além do que, para obtenção da deformação percentual, divide-se os pontos de deformação, obtidos pelo gráfico, pelo comprimento efetivo total de cada amostra. Assim, determinou-se a média para cada um dos corpos de prova em seus sentidos de ensaio e obteve-se os dados mostrados na Tabela 2, bem como através das equações (1) e (2).

Tabela 2 - Resultados dos ensaios de tração em cada uma das composições de laminados

Fibra	$E_1$ (GPa)	$E_2$ (GPa)	$\nu_{12}$	$\nu_{21}$	$G_{12}$ (GPa)
$200 \text{ g/m}^2$	9,661	5,759	0,445	0,236	3,342
$460 \text{ g/m}^2$	2,720	1,345	0,477	0,265	0,921

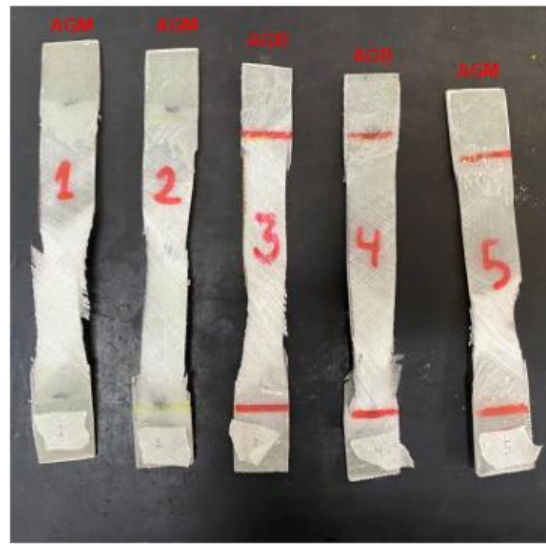
Fonte: Próprio autor.

Além disso, a Figura 34 mostra os resultados dos ensaios de tração quanto as falhas apresentadas pelos laminados, a qual possui uma codificação conforme a norma ASTM D3039 apresentada na Figura 8.

Figura 34 - Falhas dos testes de tração com os códigos.



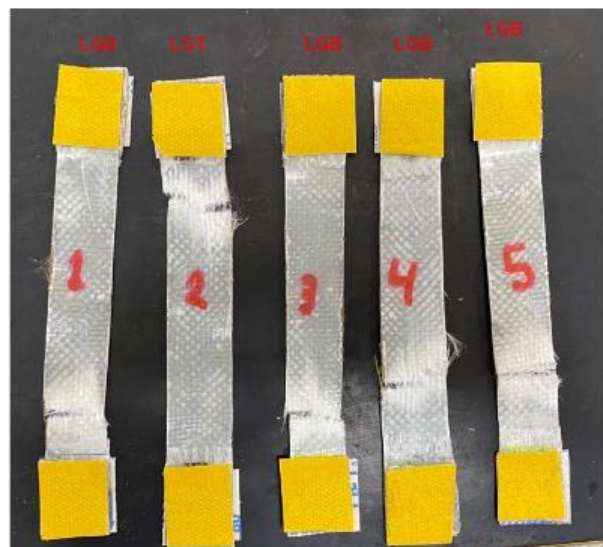
(a)



(b)



(c)



(d)

Primeiro caractere	
Tipo de falha	Código
Angulado	A
Delaminação da borda	D
garra/tab	G
Lateral	L
Modos múltiplos	M (x y z)
Grandes divisões	S
explosivo	X
Outro	O

Segundo caractere	
Área de falha	Código
Dentro da região de garra/tab	I
No tab	A
<1 W do tab	W
Dentro do comp. efetivo	G
Múltiplas áreas	M
Várias	V
Desconhecido	U

Terceiro caractere	
Localização da falha	Código
Fundo	B
Topo	T
Esquerda	L
Direita	R
Meio	M
Várias	V
Desconhecido	U

Legenda: (a) Laminado da fibra de  $460 \text{ g/m}^2$  para o ensaio longitudinal; (b) Laminado da fibra de  $460 \text{ g/m}^2$  para o ensaio transversal; (c) Laminado da fibra de  $200 \text{ g/m}^2$  para o ensaio longitudinal; (d) Laminado da fibra de  $200 \text{ g/m}^2$  para o ensaio transversal.

Fonte: Próprio autor.

Ademais, através do ensaio de tração é possível encontrar os limites de tensão e deformação para cada corpo de prova através das médias, como mostrado na Tabela 3.

Tabela 3 - Limites de tensão e deformação para os ensaios de tração

<b>Tipo de ensaio</b>	<b>Limite de tensão (MPa)</b>	<b>Limite de deformação (mm/mm)</b>
<b>Fibra 200 g/m<sup>2</sup></b>		
<b>Longitudinal</b>	247,00	0,0299
<b>Transversal</b>	251,06	0,0446
<b>Fibra 460 g/m<sup>2</sup></b>		
<b>Longitudinal</b>	64,68	0,0246
<b>Transversal</b>	42,70	0,0404

Fonte: Próprio autor.

É digno de nota, na Tabela 2, a diferença existente entre  $v_{12}$  e  $v_{21}$  (próxima de 21%), que demonstra a influência da habilidade do operador no processo de fabricação (alinhamento das fibras, ou excesso de resina), como a influência do processo de fabricação nos resultados, que será discutida após o levantamento das frações volumétricas, que são determinadas no item 4.3. Além disso, cabe destacar as variações dos limites de tensão e deformação definidos a partir do ensaio de tração. Embora os resultados dos limites de deformação sejam coerentes para fibras de 200 e 460 g/m<sup>2</sup>, em que as deformações maiores ocorrem para as direções transversais em relação as direções longitudinais para gramaturas distintas, apesar dos níveis de deformação para ambas direções ser levemente diferentes. Particularmente, para os limites de tensão, embora apresentando um maior nível de tensão para a gramatura de 200 g/m<sup>2</sup>, que apresenta um maior número de fibras, os resultados obtidos são contraditórios; em que para a gramatura 200 g/m<sup>2</sup> obtém-se uma tensão transversal maior que a longitudinal; ao passo que para 460 g/m<sup>2</sup> a tensão maior é verificada para a direção longitudinal, como seria o esperado.

### 4.3 Calcinação e frações volumétricas

Através da calcinação descrita na seção 3.3 e conforme Aguiar (2022), obteve-se os dados de massa para cada uma das amostras apresentadas, além da obtenção de suas médias, conforme mostrado na Tabela 4.

Tabela 4 - Resultados das massas pelo ensaio de calcinação em mufla

Nº do cadinho	$m_{cadinho}$ [g]	$m_{inicial}$ [g]	$m_{inicial}$ sem cadinho [g]	$m_{final}$ [g]	$m_{final}$ sem cadinho [g]
<b>460 g/m<sup>2</sup> para o ensaio transversal</b>					
1	45,925	47,349	1,424	46,675	0,750
2	37,394	38,836	1,442	38,166	0,772
3	38,281	39,757	1,476	39,031	0,750
<b>Média</b>	-	-	1,447	-	0,757
<b>460 g/m<sup>2</sup> para o ensaio longitudinal</b>					
4	44,614	45,525	0,911	45,053	0,439
5	40,384	41,076	0,692	40,747	0,363
6	38,872	39,584	0,712	39,245	0,373
<b>Média</b>	-	-	0,772	-	0,392
<b>200 g/m<sup>2</sup> para o ensaio transversal</b>					
7	35,987	36,644	0,657	36,370	0,383
8	41,330	41,856	0,526	41,634	0,304
9	40,482	41,024	0,542	40,794	0,312
<b>Média</b>	-	-	0,575	-	0,333
<b>200 g/m<sup>2</sup> para o ensaio longitudinal</b>					
10	38,245	38,480	0,235	38,396	0,151
11	39,409	39,651	0,242	39,565	0,156
12	45,769	45,988	0,219	45,913	0,144
<b>Média</b>	-	-	0,232	-	0,150

Fonte: Próprio autor.

Dessa forma, com os dados de massa apresentados na Tabela 4 e pela sequência de cálculos apresentados na seção 2.6, pode-se determinar as frações volumétricas do compósito, tal como mostrado na Tabela 5.

Tabela 5 - Determinação das frações volumétricas

$d_c$ [ $g/cm^3$ ]	$m_f$	$m_m$	$v_f$	$v_m$	$v_v$
<b>460 <math>g/m^2</math> para o ensaio transversal</b>					
1,545	0,523	0,477	0,290	0,551	0,159
<b>460 <math>g/m^2</math> para o ensaio longitudinal</b>					
1,543	0,508	0,492	0,264	0,535	0,201
<b>200 <math>g/m^2</math> para o ensaio transversal</b>					
1,652	0,579	0,421	0,383	0,580	0,037
<b>200 <math>g/m^2</math> para o ensaio longitudinal</b>					
1,295	0,648	0,352	0,332	0,376	0,292

Fonte: Próprio autor.

É notório da Tabela 5 que a fração volumétrica de vazios é mais baixa para o ensaio transversal com fibras de gramatura 200  $g/m^2$  ( $\cong 3,7\%$ ) e mais alta para o ensaio longitudinal com fibras de gramatura 200  $g/m^2$  ( $\cong 29,2\%$ ), que na média para o laminado foi igual a 16,5% e de 18% para o laminado de gramatura de 460  $g/m^2$ . Por outro lado, a fração volumétrica de resina é mais baixa para o ensaio longitudinal de gramatura 200  $g/m^2$  ( $\cong 37,6\%$ ) e mais alta para o ensaio transversal de gramatura 200  $g/m^2$  ( $\cong 58\%$ ), assim como a fração volumétrica de fibras ( $\cong 38,3\%$ ); pois, quanto menor a gramatura, maior o número de fibras.

#### 4.4 Sensibilidade da malha

Antes das próximas etapas, é importante uma análise de sensibilidade da malha, a fim de observar as possíveis diferenças quanto a discretização da geometria em relação a quantidade de elementos. A Tabela 6 retrata a quantidade de elementos das malhas empregadas e os resultados de máximos obtidos para o deslocamento total máximo, a deformação elástica equivalente máxima em  $mm/mm$ , a tensão equivalente máxima em  $MPa$  e a análise de falha usando o critério de Tsai-Wu para o mesmo laminado com quatro camadas da Fibra de 460  $g/m^2$  e com resina Epóxi.

Tabela 6 - Análise de sensibilidade da malha

Malha	Quantidade de elementos	Deslocamento total máximo (mm)	Deformação elástica equivalente máxima (mm/mm)	Tensão Equivalente máxima (MPa)	Critério de falha máximo (Tsai-Wu)
1	22207	44,555	0,020435	47,252	1,0389
2	106093	44,84	0,020113	45,76	1,0674
3	199467	44,91	0,021498	48,951	1,0973

Fonte: Próprio autor.

Daí, nota-se pequenas diferenças entre os valores obtidos, além de uma variação pequena entre as malhas empregadas, o que justifica a utilização de uma malha com menor número de elementos, a qual é gerada pelo *software* Ansys® como o menor gasto computacional e, portanto, baseado neste princípio, optou-se pela malha de número 1 (um) da Tabela 6.

#### 4.5 Resultados das simulações numérico-computacionais

Com os dados de sensibilidade da malha, segue-se com os parâmetros da malha padrão do *software* Ansys® devido aos resultados próximos. Na sequência, são mostrados os resultados das simulações para cada uma das configurações de empilhamento de material compósito, em que não há a aplicação de coeficiente de atrito, além de uma seção com a compilação de todos os resultados numéricos.

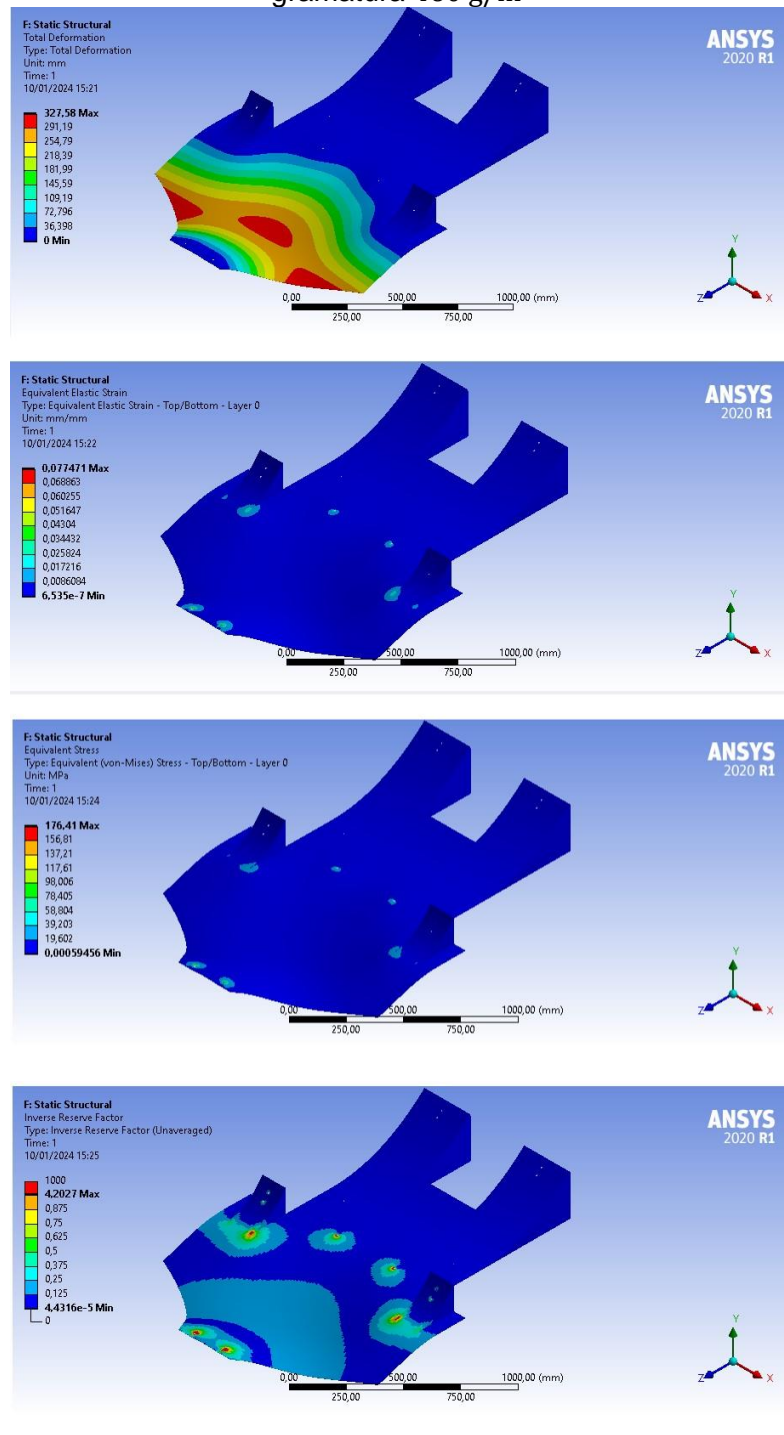
##### 4.5.1 Fibras de 460 g/m<sup>2</sup>

Estas simulações contam com a introdução das propriedades dos compósitos na etapa de *Engineering Data* obtidas pelos ensaios de tração e calcinação dos compósitos obtidos através das fibras de vidro/epóxi, com gramatura de 460 g/m<sup>2</sup>.

##### 4.5.1.1 Compósitos com 2 camadas de Fibra 460 g/m<sup>2</sup>

A Figura 35 apresenta a compilação de todos os resultados obtidos nas simulações para duas camadas de fibra/epóxi, de gramatura 460g/m<sup>2</sup>.

Figura 35 - Resultados das simulações para compósitos com 2 camadas de fibras de gramatura  $460 \text{ g/m}^2$

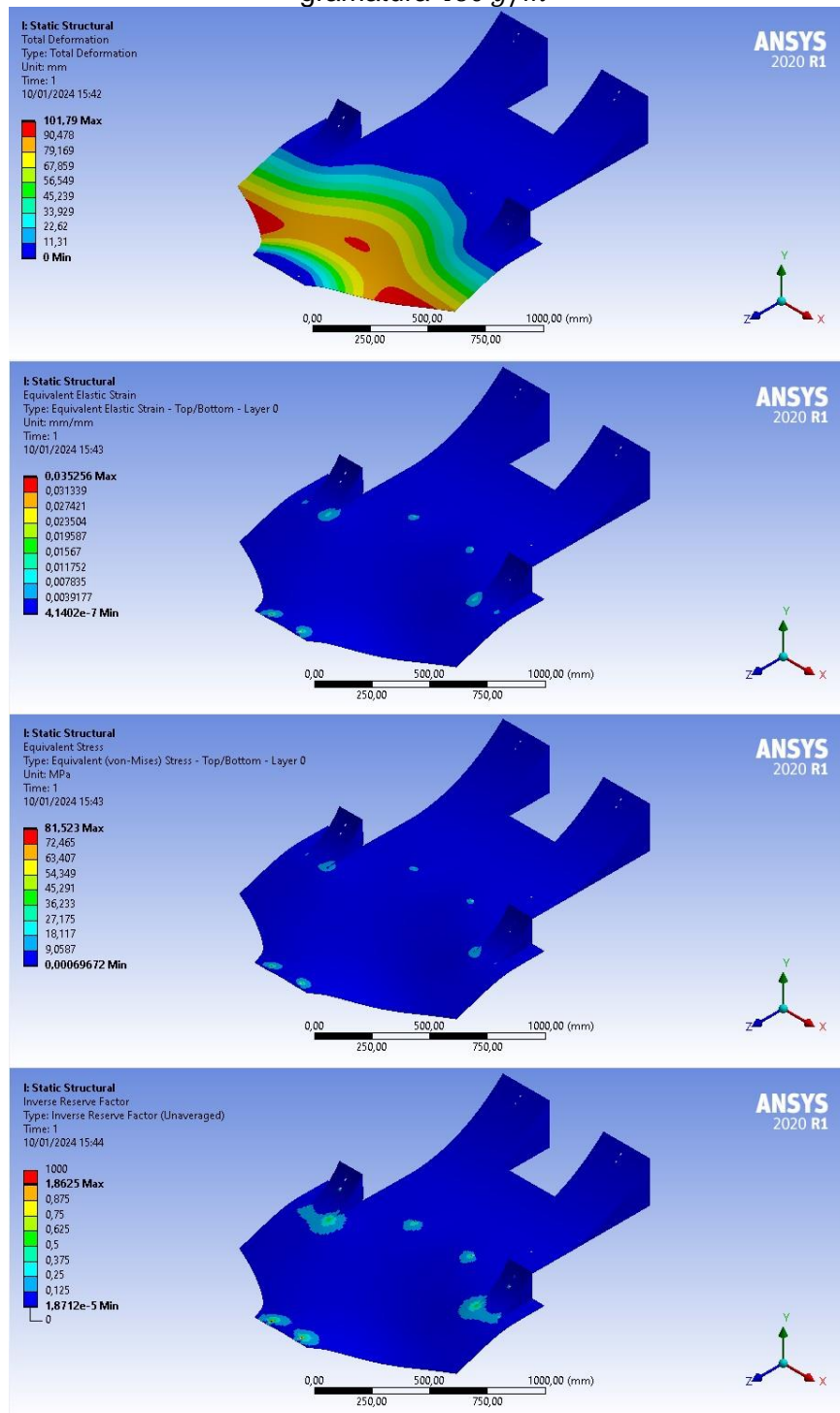


Fonte: Próprio autor.

#### 4.5.1.2 Compósitos com 3 camadas de Fibra $460 \text{ g/m}^2$

Igualmente, a Figura 36 apresenta os resultados das simulações para o *undertray* com empilhamento de três camadas de fibra/epóxi, de gramatura  $460 \text{ g/m}^2$ .

Figura 36 - Resultados das simulações para compósitos com 3 camadas de fibras de gramatura  $460 \text{ g/m}^2$

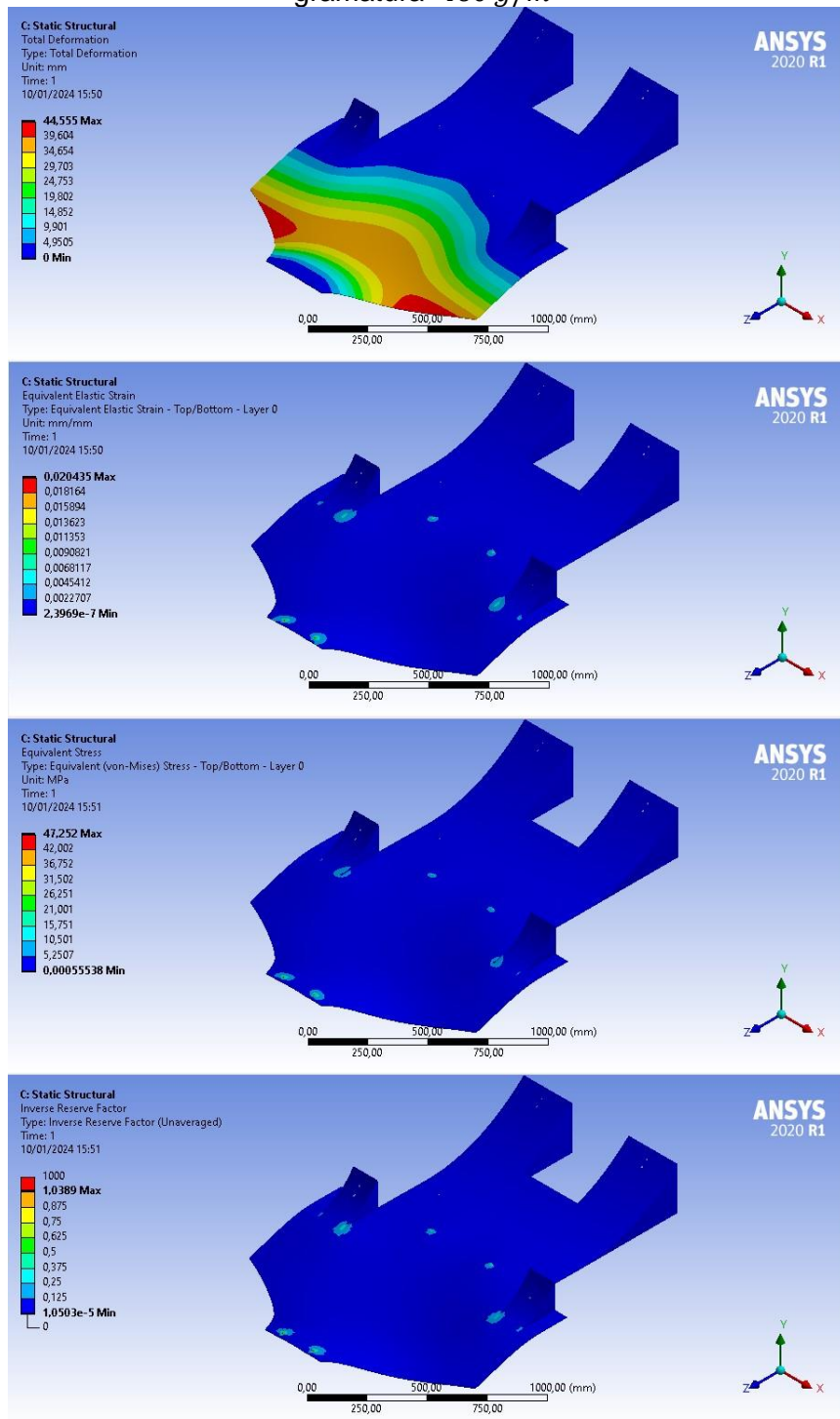


Fonte: Próprio autor.

#### 4.5.1.3 Compósitos com 4 camadas de Fibra 460 g/m<sup>2</sup>

De maneira similar, a Figura 37 mostra os resultados das simulações obtidos para o *undertray* com empilhamento de 4 camadas de fibras/epóxi, de gramatura 460 g/m<sup>2</sup>.

Figura 37 - Resultados das simulações para compósitos com 4 camadas de fibras de gramatura 460 g/m<sup>2</sup>

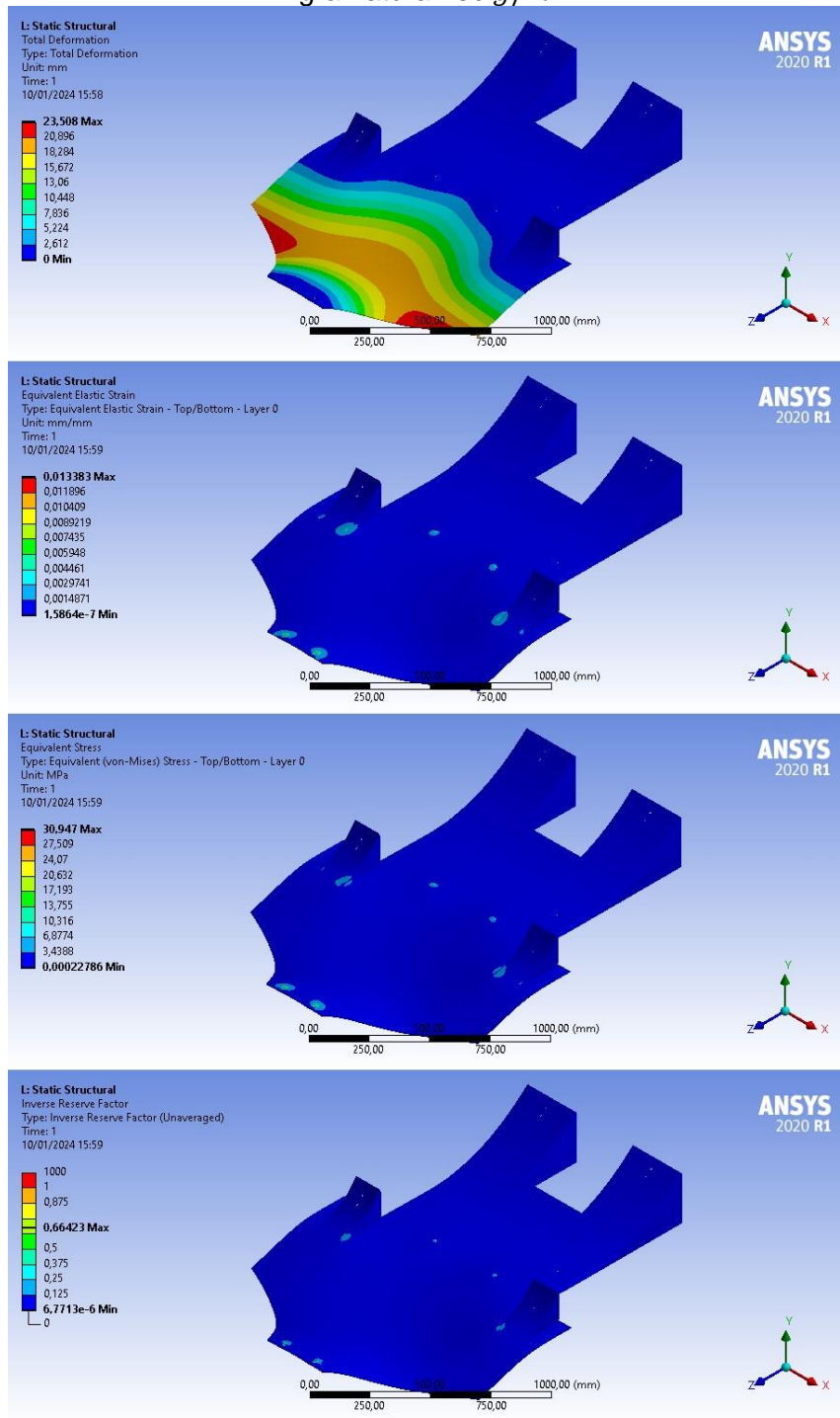


Fonte: Próprio autor.

#### 4.5.1.4 Compósitos com 5 camadas de Fibra 460 g/m<sup>2</sup>

Analogamente, a Figura 38 mostra os resultados das simulações obtidos para o *undertray* compostos por 5 camadas de fibra/epóxi, com gramatura de 460 g/m<sup>2</sup>.

Figura 38 - Resultados das simulações para compósitos com 5 camadas de fibras de gramatura 460 g/m<sup>2</sup>



Fonte: Próprio autor.

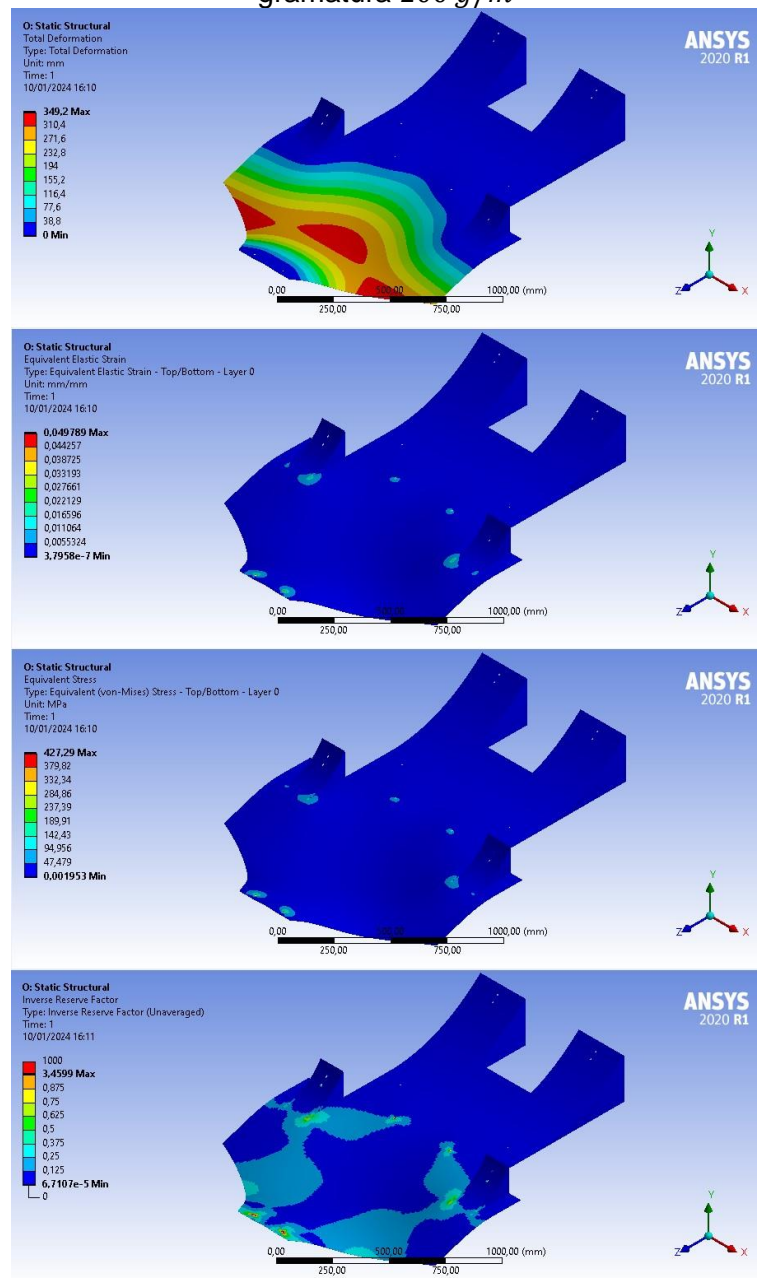
## 4.5.2 Fibras de 200 g/m<sup>2</sup>

Nesta seção, foram utilizadas as propriedades obtidas para os ensaios de tração e calcinação com a utilização das fibras/epóxi, com gramatura de 200 g/m<sup>2</sup>.

### 4.5.2.1 Compósitos com 4 camadas de Fibra 200 g/m<sup>2</sup>

A Figura 39 mostra os resultados das simulações obtidos para um *undertray* composto por 4 camadas de fibras/epóxi, com gramatura de 200 g/m<sup>2</sup>.

Figura 39 - Resultados das simulações para compósitos com 4 camadas de fibras de gramatura 200 g/m<sup>2</sup>

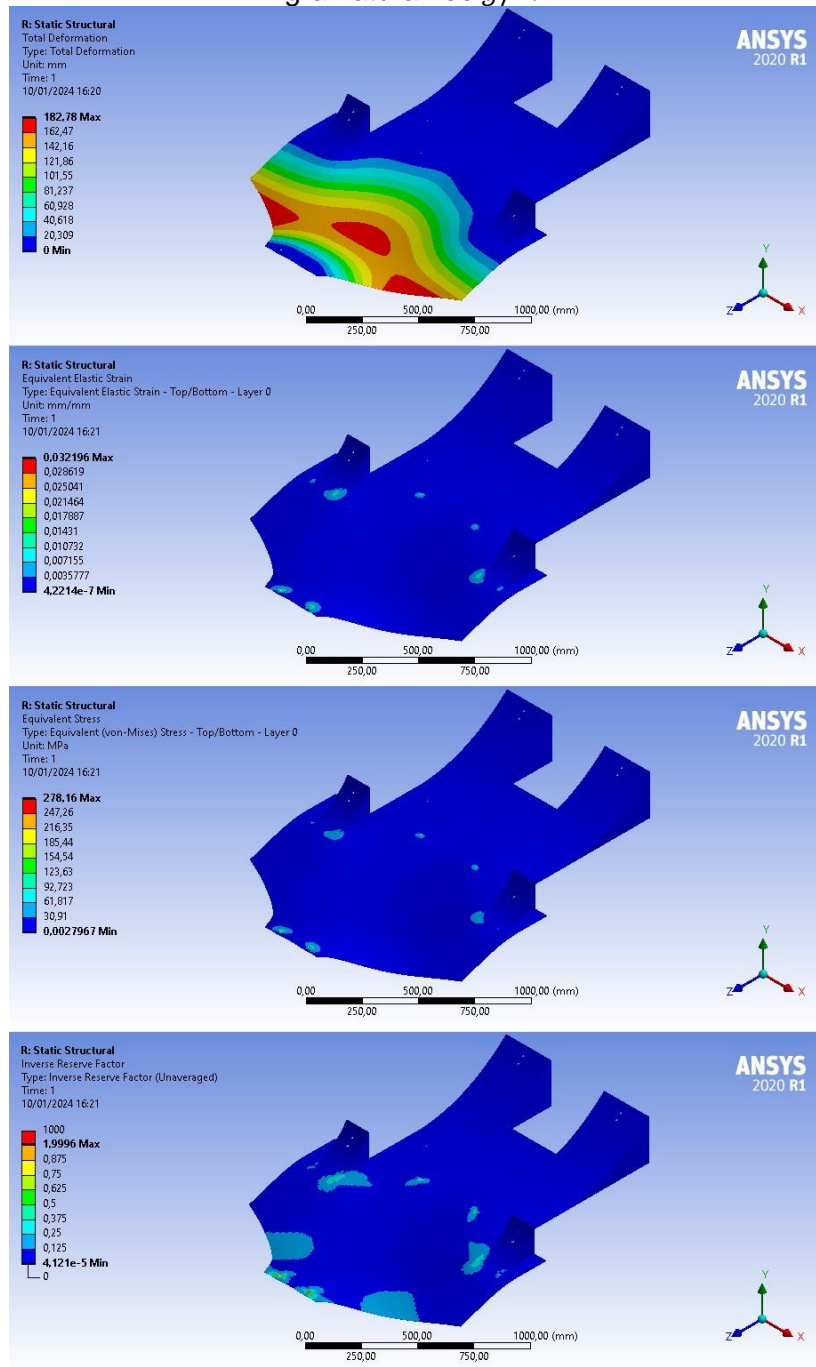


Fonte: Próprio autor.

#### 4.5.2.2 Compósitos com 5 camadas de Fibra 200 g/m<sup>2</sup>

A Figura 40 apresenta os resultados das simulações para um *undertray* com 5 camadas de fibra/epóxi, com gramatura de 200 g/m<sup>2</sup>.

Figura 40 - Resultados das simulações para compósitos com 5 camadas de fibras de gramatura 200 g/m<sup>2</sup>

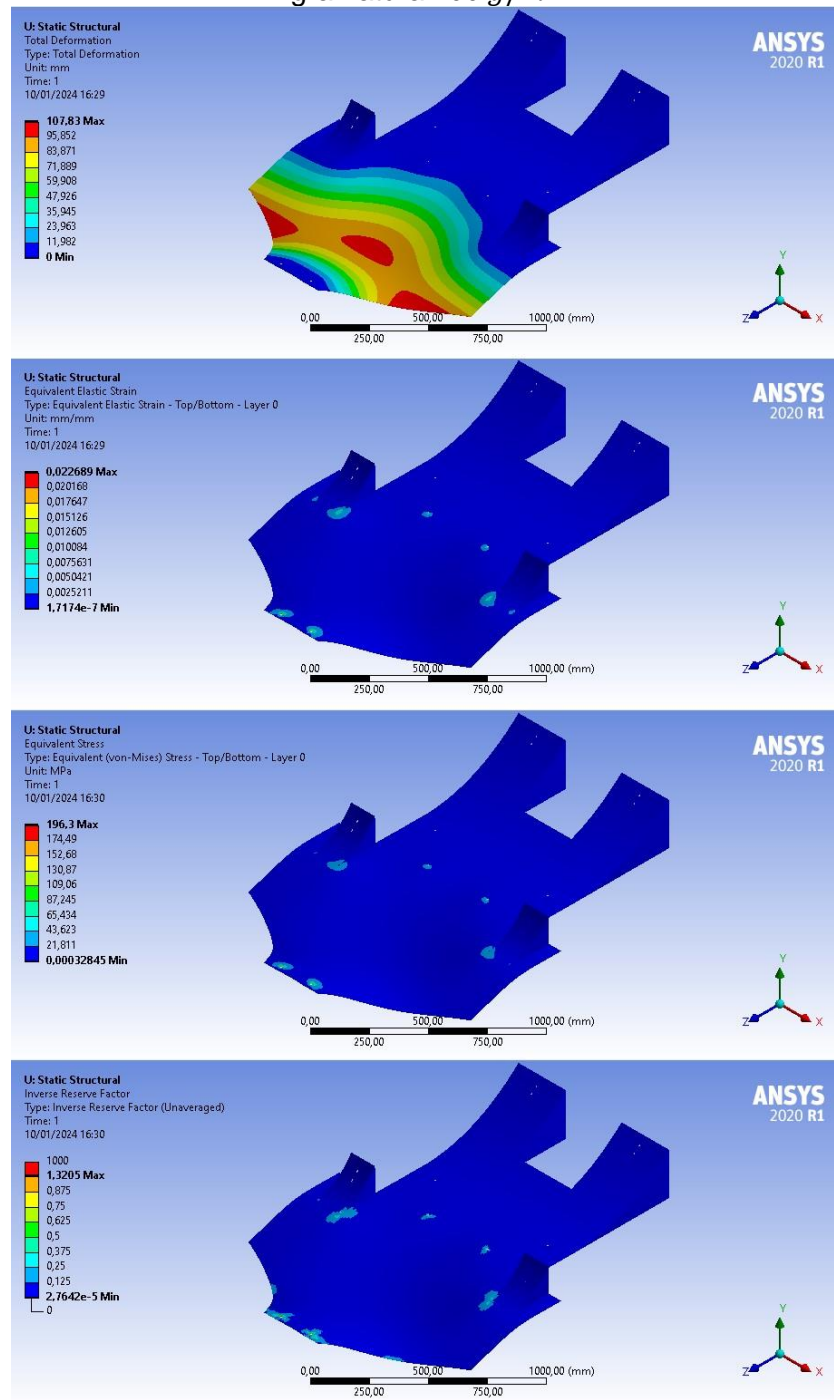


Fonte: Próprio autor.

#### 4.5.2.3 Compósitos com 6 camadas de Fibra 200 g/m<sup>2</sup>

A Figura 41 mostra os resultados das simulações obtidos para um *undertray* com um empilhamento de 6 camadas de fibra/epóxi, com gramatura de 200 g/m<sup>2</sup>.

Figura 41 - Resultados das simulações para compósitos com 6 camadas de fibras de gramatura 200 g/m<sup>2</sup>.

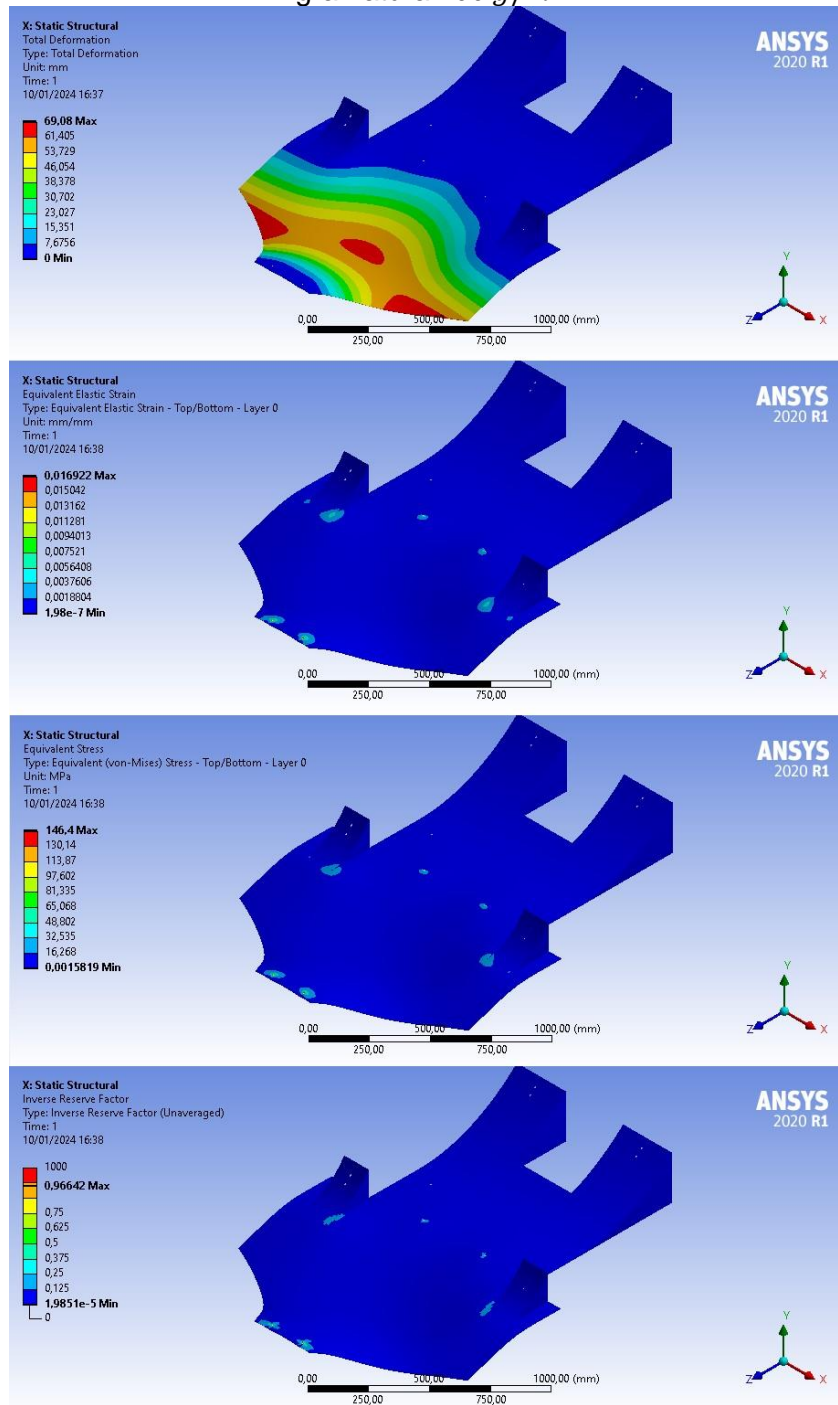


Fonte: Próprio autor.

#### 4.5.2.4 Compósitos com 7 camadas de Fibra 200 g/m<sup>2</sup>

A Figura 42 mostra os resultados das simulações obtidos para um *undertray* com uma configuração de 7 camadas de fibra/epóxi, com gramatura de 200 g/m<sup>2</sup>.

Figura 42 - Resultados das simulações para compósitos com 7 camadas de fibras de gramatura 200 g/m<sup>2</sup>

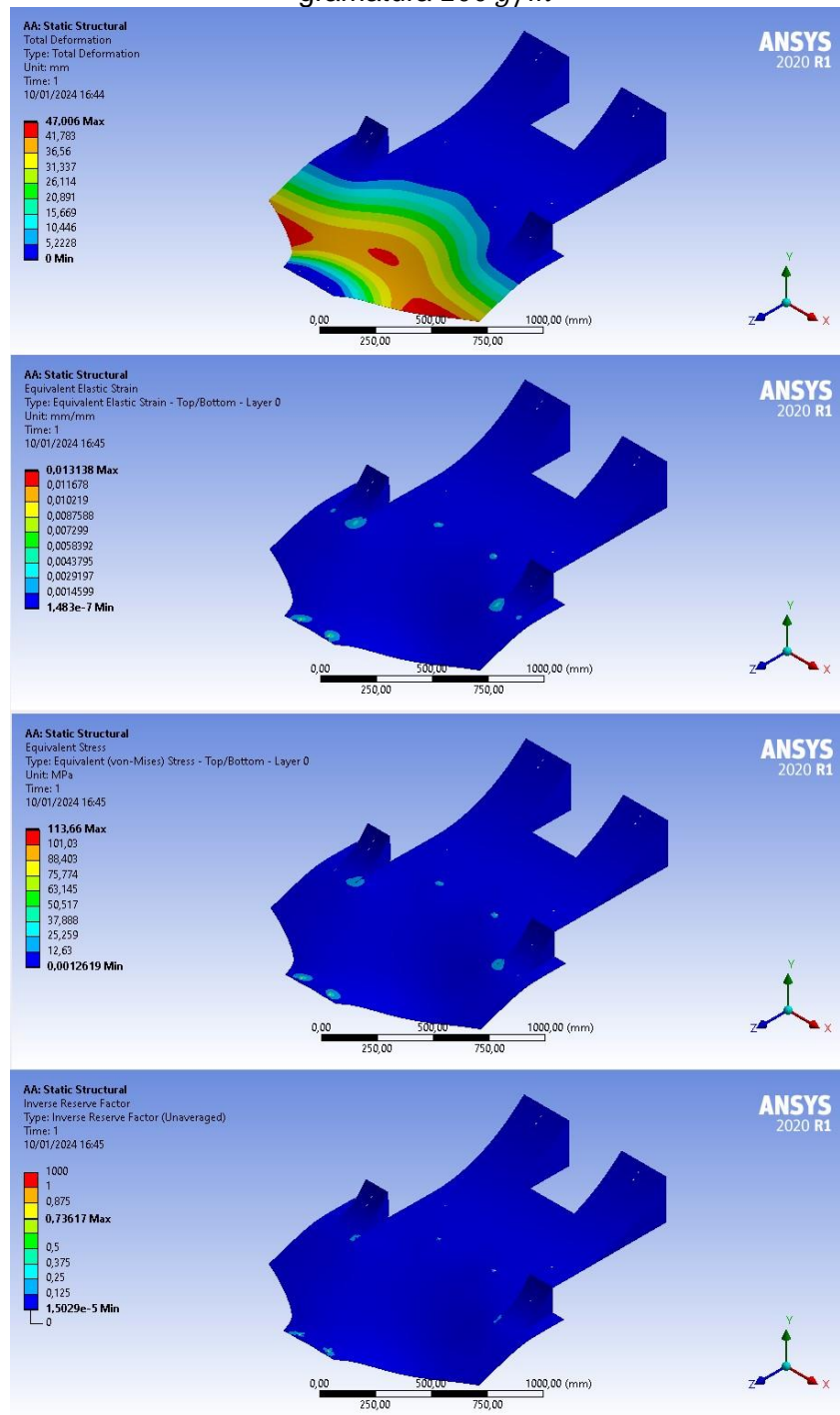


Fonte: Próprio autor.

#### 4.5.2.5 Compósitos com 8 camadas de Fibra 200 g/m<sup>2</sup>

Por fim, a Figura 43 apresenta os resultados das simulações obtidos para um *undertray* com uma configuração de empilhamento de 8 camadas de fibras/epóxi, de 200 g/m<sup>2</sup>.

Figura 43 - Resultados das simulações para compósitos com 8 camadas de fibras de gramatura 200 g/m<sup>2</sup>



Fonte: Próprio autor.

### 4.5.3 Resumo dos resultados obtidos

Nesta seção, são compilados os resultados numéricos obtidos para cada uma das simulações, além da realização do cálculo de massa para cada uma das configurações através do volume da geometria, da espessura e da densidade obtida. A Tabela 7 mostra estes resultados.

Tabela 7 - Resultados numéricos das simulações numérico-computacionais realizadas

Fibra (g/ m <sup>2</sup> )	Quantidade de camadas	Deslocament o total máximo (mm)	Deformação elástica equivalente máxima (mm/mm)	Tensão equivalent e máxima (MPa)	Critério de falha máximo (Tsai- Wu)	Mass a (kg)
460	2	327,580	0,0775	176,41	4,203	4,81
460	3	101,790	0,0353	81,52	1,863	7,20
460	4	44,555	0,0204	47,25	1,039	9,20
460	5	23,508	0,0134	30,95	0,664	10,05
200	4	349,200	0,0498	427,29	3,460	2,87
200	5	182,780	0,0322	278,16	2,000	3,59
200	6	107,830	0,0227	196,30	1,321	4,30
200	7	69,080	0,0169	146,40	0,966	5,01
200	8	47,006	0,0131	113,66	0,736	5,73

Fonte: Próprio autor.

Portanto, pode-se observar da Tabela 7 que o valor do deslocamento total máximo obtido, indicaria apenas um comportamento qualitativo satisfatório das deformações elásticas máximas do *undertray*, uma vez que os níveis de deformação máximos obtidos são muito maiores que os reais. Esses resultados demandam o emprego da técnica de “*remeshing*” mais apurada para as regiões de maiores deformações que, certamente, conduziram a resultados mais factíveis. Da mesma forma, quanto menor o número de camadas, seja para a gramatura de 200 g/m<sup>2</sup> ou 460 g/m<sup>2</sup>, maiores são os níveis das deformações elásticas equivalentes, como das tensões equivalentes máximas; ou ainda, quanto maior o número de camadas, seja para a gramatura de 200 g/m<sup>2</sup> ou 460 g/m<sup>2</sup>, menores são os níveis das deformações elásticas equivalentes, como das tensões equivalentes máximas. Finalmente, pode ainda ser realçado, que quanto maior o número de camadas, maior será a massa do *undertray*, como menor a sua margem de segurança de falha; isto, baseado no critério de Tsai-Wu; o que implica em um maior valor de tensão aplicado.

Deve ser destacado ainda que a laminação manual é uma das técnicas mais simples de ser utilizadas, bem como a de menor custo; daí, é a técnica mais empregada pelas equipes formula SAE no Brasil.

Além disso, como já comentado, os componentes fabricados por esta técnica, ou seja, a laminação manual, podem apresentar algumas irregularidades, como por exemplo: - desalinhamento das fibras, variação local das quantidades de resinas ou fibras, de vazios, que dependem fortemente da habilidade do operador, como da técnica de fabricação destes; que pode ser avaliada pela diferença entre  $v_{12}$  e  $v_{21}$  observada. Ademais, os resultados das características elásticas ortotrópicas se mostraram satisfatórios, mesmo considerando a diferença de gramatura, marcas diferentes de fibras, além de angulações diferentes nas fibras do tecido que caracteriza o material compósito fabricado.

Todavia, os resultados obtidos dos ensaios de tração realizados mostraram uma constância razoável, de tal forma que os picos de tensão antes da ruptura foram levemente similares para todos os corpos de prova, exceto algumas variações que podem ser relacionadas tanto ao material fabricado, quanto algum possível escorregamento ou posicionamento do CDP na garra do equipamento de tração.

Foi observado ainda, que a fração volumétrica de vazios é mais baixa para o ensaio transversal com fibras de gramatura  $200 \text{ g/m}^2$  e mais alta para o ensaio longitudinal com fibras de gramatura  $200 \text{ g/m}^2$ . Por outro lado, a fração volumétrica de resina é mais baixa para o ensaio longitudinal de gramatura  $200 \text{ g/m}^2$  e mais alta para o ensaio transversal de gramatura  $200 \text{ g/m}^2$ , assim como a fração volumétrica de fibras; pois, quanto menor a gramatura, maior o número de fibras. Particularmente, os ensaios de calcinação permitiram a determinação das densidades de cada tipo de compósito, como também as frações volumétricas de fibra, resina e vazios destes, os quais apresentaram uma porcentagem em volume de vazios relativamente alta, que é admissível para um trabalho experimental envolvendo laminação manual.

No presente trabalho, de maneira a otimizar o tempo de computação, fez-se um estudo de sensibilidade da malha, a fim de identificar a interferência no refino da malha sobre os resultados obtidos pelas simulações, que levou a opção pela malha mais simples e que era padrão para as simulações dentro do Ansys®, uma vez que os resultados obtidos não apresentaram grande variação.

Nas simulações numérico-computacionais teste para diferentes configurações de *undertray* que foram realizadas, de início, utilizou-se das características elásticas

ortotrópicas do compósito, em que os limites de deformação de tração e os limites de tensão de tração equivalentes empregados foram aqueles obtidos do ensaio de tração, além da densidade pelo ensaio de calcinação. Contudo, os limites de compressão e de cisalhamento foram retirados da biblioteca do *software Ansys*<sup>®</sup>, já que estes testes não foram realizados. Isto porque, o programa possui uma vasta biblioteca, que disponibiliza materiais compósitos fabricados a partir de fibras de vidro do tipo E; além do que, os maiores esforços críticos da geometria seriam definidos por tracionamento das fibras.

Além disso, pode ser verificado em todas as simulações, das Figuras 35 até a 43, que houve semelhança quanto a previsão das regiões de maior deformação, tensão e de criticidade pelo critério de Tsai-Wu. Os resultados obtidos mostram uma conformidade comum devido a geometria idêntica, havendo apenas diferença nos módulos de cada um desses parâmetros de análise, sobretudo, nos aumentos na resistência mecânica do componente com as adições de camadas de tecidos de fibra de vidro. Assim, obteve-se um padrão com as regiões de maiores deformações nas regiões centrais do *undertray*, com pontos de maior deformação e tensão nas fixações deste e; nas intersecções das regiões transversais dos difusores laterais. Ademais, as duas regiões de fixações frontais foram as que apresentaram maior criticidade de acordo com o critério de falha de Tsai-Wu; primeiro para o compósito de fibra/epóxi de 2, 3 e 4 camadas e gramatura de  $460 \text{ g/m}^2$  e, segundo para os compósitos de fibra/epóxi de 4, 5 e 6 camadas de gramaturas de  $200 \text{ g/m}^2$ , que mostraram as menores massas e um valor de criticidade maior do que um, que pelo referido critério, implicaria na ocorrência de falhas por ser maior que a unidade.

Finalmente, com relação aos resultados obtidos das simulações apresentados na Tabela 7, pode ser inferido que o compósito de Fibra/epóxi com gramatura de  $460 \text{ g/m}^2$  apresentou uma rigidez maior com uma menor quantidade de camadas (5 camadas), que o de  $200 \text{ g/m}^2$  com 7 camadas. Todavia, quando se comparam os resultados das falhas, definidos pela deformação elástica equivalente máxima, observa-se um resultado levemente maior (aproximadamente 26,1 %) para o segundo compósito, de gramatura de  $200 \text{ g/m}^2$ , sob um nível de tensão (tensão equivalente máxima) três vezes maior e, que possui a metade do peso, do de gramatura de  $460 \text{ g/m}^2$ . Ademais, os compósitos com fibra/epóxi com gramatura de  $200 \text{ g/m}^2$ , de modo geral, apresentam maiores tensões e deformações para falha, o que era

esperado devido aos maiores valores de módulos de elasticidade determinados, como mostrado na Tabela 2.

## 5. CONCLUSÃO

O presente trabalho apresenta um estudo compreensivo sobre os materiais compósitos, como a caracterização teórico-experimental de um laminado de material compósito de fibra de vidro/epóxi, com gramaturas diferentes, de  $200 \text{ g/m}^2$  e  $460 \text{ g/m}^2$ , fabricado por laminação manual, além de análises numéricas em um *undertray* de um veículo formula SAE, que avaliam as forças aerodinâmicas, como as respostas do componente, considerando-se os materiais compósitos empregados.

Baseado nos resultados obtidos, pode-se afirmar que o trabalho se mostrou satisfatório, uma vez que demonstrou a viabilidade e eficiência do processo de fabricação por laminação manual dos materiais compósitos da equipe formula SAE. Isto, pela diferença observada entre  $v_{12}$  e  $v_{21}$ , próxima de 21%, que demonstrou a influência da habilidade do operador no processo de fabricação (alinhamento das fibras, ou excesso de resina), como a influência do processo de fabricação nos resultados, evidenciado pela fração volumétrica de vazios que na média para os laminados empregados variou entre 16,5% a 18%, o que é um resultado bastante razoável considerando a pouca experiência dos envolvidos no processo.

Por outro lado, os resultados dos ensaios de tração apesar de mostrarem comportamentos mecânicos bastante similares, observou-se resultados dos limites de deformação muito coerentes para as fibras de  $200$  e  $460 \text{ g/m}^2$ , em que as deformações maiores ocorreram para as direções transversais em relação as direções longitudinais para gramaturas diferentes, embora com níveis de deformação para ambas direções levemente diferentes. Particularmente, para os limites de tensão, embora apresentando um maior nível de tensão para a gramatura de  $200 \text{ g/m}^2$ , que apresenta um maior número de fibras, os resultados obtidos foram contraditórios; em que para a gramatura  $200 \text{ g/m}^2$  obteve-se uma tensão transversal maior que a longitudinal; ao passo que para a de  $460 \text{ g/m}^2$ , a tensão maior é verificada para a direção longitudinal, como seria o esperado. Ademais, destaca-se que este laminado apresenta uma configuração *cross-ply* em que se distribui uniformemente as tramas e urdumes nos sentidos transversais e longitudinais da peça, de forma a se justificar uma similaridade dos limites de tensão.

Além disso, pôde ser verificado das simulações numéricas realizadas do *undertray*, ou seja, das Figuras 35 até a 43, que os resultados obtidos foram

satisfatórios pela previsão comum das regiões de maior deformação, tensão e de criticidade, como indicado pelo critério de Tsai-Wu.

Ademais, em relação aos resultados obtidos das simulações apresentados na Tabela 7, pode ser inferido que o compósito de Fibra/epóxi com gramatura de  $460 \text{ g/m}^2$  apresentou uma rigidez maior com a previsão de uma menor quantidade de camadas (5 camadas), que o de  $200 \text{ g/m}^2$  com 7 camadas. Todavia, quando se comparam os resultados das falhas, definidos pela deformação elástica equivalente máxima, obteve-se um resultado levemente maior (aproximadamente 26,1 %) para o compósito de gramatura de  $200 \text{ g/m}^2$  sob um nível de tensão (tensão equivalente máxima) três vezes maior e, que possui a metade do peso (50% menor), que o de gramatura de  $460 \text{ g/m}^2$ .

Além do que, os compósitos com fibra/epóxi com gramatura de  $200 \text{ g/m}^2$ , de modo geral, apresentaram maiores tensões e deformações para falha, o que era esperado devido aos maiores valores de módulos de elasticidade determinados, como mostrado na Tabela 2.

Finalmente, vale destacar a importância do presente trabalho, pois pela primeira vez, introduziu-se conceitos envolvendo a micromecânica e macromecânica dos materiais compósitos nas simulações numéricas desenvolvidas pela equipe formula SAE, e que possibilitou determinar o número mínimo de camadas do compósito, de maneira a viabilizar a funcionalidade do componente *undertray*, sem a ocorrência de falhas. Certamente, o avanço deste trabalho, permitirá no futuro, a realização de análises mais complexas, de componentes estruturais distintos, de um veículo, a fim de garantir maior rigidez com o menor peso possível.

### 5.1 Sugestões de trabalhos futuros

São sugestões de futuros trabalhos:

- Realizar o mesmo estudo para o bico do veículo formula SAE;
- Aplicação para as asas do veículo formula SAE;
- Repetir a caracterização teórico-experimental de um laminado de material compósito de fibra de vidro/epóxi, com gramaturas diferentes, de  $200 \text{ g/m}^2$  e  $460 \text{ g/m}^2$ , fabricado por laminação manual, com o objetivo de mitigar a fração volumétrica de vazios;

## 6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Katz, J. Race Cars Aerodynamics. 2ª edição. Editora Bentley Publishers, 1995.
- [2] Marinucci, G. Materiais Compósitos e Poliméricos. São Paulo – SP: Artliber Editora, 2011.
- [3] Al-Qureshi, H. A. Composite Materials: Fabrication and Analysis. Second Edition, ITA. S. J. Campos – SP. 1983.
- [4] Al-Qureshi, H. A. Introdução aos materiais plásticos reforçados. ITA. S. J. Campos – SP. 1993.
- [5] Baker, A.; Dutton, S.; Kelly, D. Composite Materials for Aircraft Structures. Second Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics: Reston, Virginia, EUA. 2004.
- [6] Daniel, I. M.; Ishai, O. ENGINEERING MECHANICS OF COMPOSITE MATERIALS. Second Edition. Oxford University Press: Nova Iorque, EUA. 2006.
- [7] Kaw, A. K. MECHANICS OF COMPOSITE MATERIALS. Second Edition. CRC Press: Boca Reton, Flórida, EUA. 2006.
- [8] ANSYS Composite PrepPost User's Guide. ANSYS, Inc. EUA. Novembro de 2013.
- [9] ASTM – American Society for Testing Materials. ASTM D 3039/D 3039 M – 00 – Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. In: Annual Book of ASTM, 2000.
- [10] ASTM – American Society for Testing Materials. ASTM D 2584 – 94 – Standard Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins. In: Annual Book of ASTM Standards, 1994.

[11] Inácio, E. D. A. ESTUDO DE FIBRAS DE LAMINADOS USADOS NA INDÚSTRIA NAÚTICA. 2016. 72 f. Tese de graduação em Engenharia Naval da Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2016.

[12] Alves, F. L. ANÁLISE DA INFLUÊNCIA DA ORIENTAÇÃO DO ÂNGULO DE FIBRA NA RESISTÊNCIA À TRAÇÃO DO COMPÓSITO LAMINADO DE FIBRA DE VIDRO E RESINA POLIÉSTER. 2019. 61 f. Tese de graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Federal do Ceará, Russas, 2019.

[13] Vieira, P. R.; Vieira, J.; Carvalho, E. M. L. Análise das propriedades de compósitos poliméricos reforçados com fibra de vidro. ENGEVISTA, V. 18, n. 2, p. 363-374, dezembro 2016. Disponível em: <https://periodicos.uff.br/engevista/article/view/9074>.

[14] Leitão, E. D. S. CARACTERIZAÇÃO MECÂNICA DE COMPÓSITOS POLIMÉRICOS BOBINADOS EM DIVERSAS ORIENTAÇÕES DO REFORÇO. 2007. 132 f. Tese de mestrado em Ciências na Área de Tecnologia Nuclear - ipen, São Paulo, 2007.

[15] Aguiar, M. S. Análise da resistência mecânica do undertray de um veículo Formula SAE. 2022. 24 f. Trabalho de iniciação científica – unesp, Ilha Solteira – São Paulo, 2022.

[16] Aerospace Structures. UNSW - Aerospace Structures – Composites. Youtube, 2 de abril de 2014. Disponível em: <https://www.youtube.com/watch?v=V7bX4c9XWes>. Acesso em: 11 de dezembro de 2023.

[17] Mcdonald, B. LEAP Australia. Introduction to ANSYS Composites PrepPost (ACP) - Presentation - Composites for FSAE #1. Youtube, 9 de março de 2018. Disponível em: [https://www.youtube.com/watch?v=f2Nik2-Qs0M&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5\\_BCWxVdnD6jaalQf](https://www.youtube.com/watch?v=f2Nik2-Qs0M&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5_BCWxVdnD6jaalQf). Acesso em: 27 de dezembro de 2023.

[18] LEAP Australia. ANSYS Composites Geometry Preparation - Demo - Composites for FSAE #2. Youtube, 9 de março de 2018. Disponível em: [https://www.youtube.com/watch?v=lcs5SsPn804&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5\\_BCWxVdnD6jaalQf&index=2](https://www.youtube.com/watch?v=lcs5SsPn804&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5_BCWxVdnD6jaalQf&index=2). Acesso em: 27 de dezembro de 2023.

[19] LEAP Australia. ANSYS Composites Meshing and Named Selections - Demo - Composites for FSAE #3. Youtube, 9 de março de 2018. Disponível em: [https://www.youtube.com/watch?v=pjym6asA5Yc&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5\\_BCWxVdnD6jaalQf&index=3](https://www.youtube.com/watch?v=pjym6asA5Yc&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5_BCWxVdnD6jaalQf&index=3). Acesso em: 27 de dezembro de 2023.

[20] LEAP Australia. ANSYS Composites Workflow - Presentation - Composites for FSAE #4. Youtube, 9 de março de 2018. Disponível em: [https://www.youtube.com/watch?v=PnJwOIYSHDk&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5\\_BCWxVdnD6jaalQf&index=4](https://www.youtube.com/watch?v=PnJwOIYSHDk&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5_BCWxVdnD6jaalQf&index=4). Acesso em: 28 de dezembro de 2023.

[21] LEAP Australia. ANSYS Composites Workflow - Demo - Composites for FSAE #5. Youtube, 9 de março de 2018. Disponível em: [https://www.youtube.com/watch?v=ikqpBKgfEt8&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5\\_BCWxVdnD6jaalQf&index=5](https://www.youtube.com/watch?v=ikqpBKgfEt8&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5_BCWxVdnD6jaalQf&index=5). Acesso em: 28 de dezembro de 2023.

[22] LEAP Australia. ANSYS Composites Analysis - Presentation - Composites for FSAE #6. Youtube, 9 de março de 2018. Disponível em: [https://www.youtube.com/watch?v=d8Y4wJMCdWI&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5\\_BCWxVdnD6jaalQf&index=6](https://www.youtube.com/watch?v=d8Y4wJMCdWI&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5_BCWxVdnD6jaalQf&index=6). Acesso em: 29 de dezembro de 2023.

[23] LEAP Australia. ANSYS Composites Analysis - Demo - Composites for FSAE #7. Youtube, 9 de março de 2018. Disponível em: [https://www.youtube.com/watch?v=edg1ShzWkyY&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5\\_BCWxVdnD6jaalQf&index=7](https://www.youtube.com/watch?v=edg1ShzWkyY&list=PLvsJbyBB0CMd4MRh5_BCWxVdnD6jaalQf&index=7). Acesso em: 29 de dezembro de 2023.

[24] Chou, P. KETIV Technologies. Intro to Composite Analysis Using Ansys Mechanical | Autodesk Virtual Academy. Youtube, 26 de outubro de 2021. Disponível

em: <https://www.youtube.com/watch?v=sJPRWG2myAY>. Acesso em: 27 de dezembro de 2023.

[25] Büyükkoyuncu, M. Modal Analysis of Composite Plate Ansys 2020 ACP TOOL (Analytical Calculations and Theory Explained). Youtube, 4 de janeiro de 2021. Disponível em: <https://www.youtube.com/watch?v=2cs2KEDeslc>. Acesso em: 3 de janeiro de 2024.

[26] Büyükkoyuncu, M. Bending of Composite Plates ANSYS ACP Tutorial (Analytical Calculations are Shown). Youtube, 22 de janeiro de 2021. Disponível em: [https://www.youtube.com/watch?v=z9NrKGGs9\\_o](https://www.youtube.com/watch?v=z9NrKGGs9_o). Acesso em; 4 de janeiro de 2024.

[27] Orf, N. ANSYS ACP Tutorial. Youtube, 8 de outubro de 2017. Disponível em: <https://www.youtube.com/watch?v=PQItLgfTxnE&t=18s>. Acesso em: 4 de janeiro de 2024.

[28] Kuerten, G. GUGA: Um brasileiro. Rio de Janeiro – RJ – Brasil. Sextante, 2014.