

**UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL**  
**ÁREA DO CONHECIMENTO DE CIÊNCIAS EXATAS E ENGENHARIAS**

**MARINA DEMICHELI**

**AVALIAÇÃO ESTRUTURAL DE UMA PROPOSTA DE TREM DE POUSO PADRÃO**  
**APLICADA A UMA AERONAVE RADIO CONTROLADA DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL**  
***AERODESIGN***

**CAXIAS DO SUL**

**2021**

**MARINA DEMICHELI**

**AVALIAÇÃO ESTRUTURAL DE UMA PROPOSTA DE TREM DE POUSO PADRÃO  
APLICADA A UMA AERONAVE RADIO CONTROLADA DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL  
*AERODESIGN***

Trabalho de Conclusão de Curso II  
apresentado como requisito parcial para  
obtenção do grau de Engenharia Mecânica  
junto ao Área de Conhecimento de Ciências  
Exatas e Engenharias da Universidade de  
Caxias do Sul.

Orientador Prof. Me. Sergio da Silva Kucera

**CAXIAS DO SUL**

**2021**

**MARINA DEMICHELI**

**AVALIAÇÃO ESTRUTURAL DE UMA PROPOSTA DE TREM DE POUSO PADRÃO  
APLICADA A UMA AERONAVE RADIO CONTROLADA DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL  
*AERODESIGN***

Trabalho de Conclusão de Curso II  
apresentado como requisito parcial para  
obtenção do grau de Engenharia Mecânica  
junto ao Área de Conhecimento de Ciências  
Exatas e Engenharias da Universidade de  
Caxias do Sul.

**Aprovado em 16/07/2021.**

**Banca Examinadora:**

---

Orientador Prof. Me. Sergio da Silva Kucera  
Universidade de Caxias do Sul - UCS

---

Prof. Me. Paulo Roberto Linzmaier  
Universidade de Caxias do Sul - UCS

---

Prof. Me. Vagner Grison  
Universidade de Caxias do Sul - UCS

Dedico este trabalho a minha mãe, Ana e  
ao meu esposo, Grégori.

## **AGRADECIMENTOS**

Ao professor Sérgio Kucera, pela orientação e acompanhamento, em meio a tantas mudanças, que foram indispensáveis para a realização deste trabalho.

Ao Engº. Marcelo Antunes, pelo auxílio nas simulações em MEF e em materiais compósitos laminados, pela cordialidade e disponibilidade que foram essenciais para o trabalho e minha aprendizagem.

A minha mãe, Ana e a meu esposo, Grégori por todo o apoio, compreensão e paciência, ao longo de toda minha jornada acadêmica.

A Emilio e Andrea Becker, por todo o apoio e discussões sobre o tema deste trabalho.

À equipe Aerosul UCS, por compartilhar seus conhecimentos.

A todos os amigos e colegas que contribuíram para o meu aprendizado ao longo de todo o período de graduação.

## RESUMO

Este trabalho teve como finalidade a avaliação estrutural de uma proposta de trem de pouso padrão para uma aeronave radio controlada da competição SAE Brasil *Aerodesign*. De todas as etapas da missão a ser realizada, a mais crítica é a aterrissagem, pois se o dimensionamento do trem de pouso não estiver de acordo com as solicitações, são grandes as chances de danificar completamente a estrutura da aeronave. Além da resistência, o trem de pouso ideal precisa ser leve, impactando o mínimo possível no peso da carga que o avião poderá carregar durante o voo, e ter uma geometria simples, para permitir que seu conceito seja facilmente aplicável a uma nova aeronave. Isso também proporciona a equipe mais tempo para se dedicar a outras etapas do projeto. Para as principais definições da aeronave, foram verificadas as referências aplicáveis. Foi então realizado o estudo com três modelos de materiais compósitos laminados distintos, por meio de simulações numéricas através do Método dos Elementos Finitos, com um *software* desenvolvido para materiais ortotrópicos. Com ele verificou-se o deslocamento de cada modelo e a previsão de falha pelo critério de Tsai-Wu. Nos resultados, considerando o pouso em apenas uma roda do trem principal, uma aeronave com peso de cerca de 136 N e um fator de carga de 2,67, o melhor resultado foi verificado no modelo com fibra de carbono unidirecional, que obteve um deslocamento vertical de 31,9 mm na condição dinâmica, fator de segurança do critério de falha de Tsai-Wu de 0,86, variação do ângulo de incidência da asa de  $1,41^\circ$  e redução de massa de 53,5%, em comparação com o modelo rígido do ano anterior.

**Palavras-chave:** Aerodesign. Trem de pouso. Compósitos laminados. Tsai-Wu. Método dos Elementos Finitos.

## ABSTRACT

This work had as purpose the structural evaluation of a proposal of a standard landing gear for a radio controlled aircraft of the SAE Brasil Aerodesign competition. Of all the stages of the mission to be carried out, the most critical is the landing, because if the dimensioning of the landing gear is not in accordance with the requirements, the chances of completely damaging the aircraft structure are high. In addition to strength, the ideal landing gear needs to be light, impacting as little as possible on the weight of the cargo that the plane can carry during flight, and have a simple geometry, to allow its concept to be easily applicable to a new aircraft. This also gives the team more time to spend on other stages of the project. For the main definitions of the aircraft, the applicable references were verified. The study was then carried out with three models of different laminated composite materials, through numerical simulations using the Finite Element Method, with a software developed for orthotropic materials. With it, the displacement of each model and the failure prediction by the Tsai-Wu criterion were verified. In the results, considering the landing on only one wheel of the main train, an aircraft weighing about 136 N and a load factor of 2.67, the best result was verified in the unidirectional carbon fiber model, which obtained a displacement vertical of 31.9 mm in dynamic condition, safety factor of the Tsai-Wu failure criterion of 0.86, wing incidence angle variation of  $1.41^\circ$  and mass reduction of 53.5%, in comparison with the rigid model from the previous year.

**Key words:** Aerodesign. Landing gear. Laminated composites, Tsai-Wu. Finite Element Method.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Os principais componentes de uma aeronave .....	16
Figura 2 - Exemplos dos tipos de trem de pouso: (a) fixo; (b) retrátil; (c) escamoteável.....	18
Figura 3 - Exemplo de trem de pouso convencional.....	19
Figura 4 - Exemplo de trem de pouso triciclo .....	19
Figura 5 - Antonov An-225 Mriya, a maior aeronave do mundo .....	19
Figura 6 - Condições ideais para a decolagem de uma aeronave.....	21
Figura 7 - Forças atuantes em uma aeronave em deslocamento no solo .....	22
Figura 8 - Situações de pouso: em três rodas (a); nas duas do trem principal (b); e em uma das rodas do trem principal (c).....	23
Figura 9 - Modelo do trem de pouso da aeronave de 2009 da equipe Trem Ki Voa.....	26
Figura 10 - Trem de pouso principal da equipe Aerosul 2014 .....	27
Figura 11 - Vistas frontal e isométrica (parcial) do Modelo 1 .....	27
Figura 12 - Vistas frontal e isométrica (parcial) do Modelo 2.....	28
Figura 13 - Localização dos carregamentos aplicados no trem de pouso aeronave Cirrus ..	29
Figura 14 - Vista lateral do modelo com trem de pouso em sistema articulado .....	29
Figura 15 - Conjunto do trem de pouso principal da aeronave de 2020 da equipe Aerosul ..	30
Figura 16 - Aeronave 2020 da Equipe Aerosul .....	30
Figura 17 - Fluxograma das atividades do projeto .....	31
Figura 19 - Vista isométrica do trem de pouso desenvolvido .....	32
Figura 20 - Configuração dos elementos finitos da condição estática no Femap .....	34
Figura 21 - Indicação do local de aplicação da condição de contorno e das forças no Femap .....	34
Figura 22 - Vista lateral da aeronave Aerosul 2020 com o novo modelo de trem principal...	35
Figura 23 - DCL das cargas na situação da aeronave em repouso.....	36
Figura 24 - Detalhe da vista lateral da aeronave com relação trigonométrica .....	38



## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Propriedades físicas dos modelos .....	33
Tabela 2 - Dados de saída da análise estrutural por MEF do trem de pouso .....	37
Tabela 3 - Cálculo da variação do ângulo de incidência da asa.....	38

## LISTA DE QUADROS

Quadro 1 - Dados de entrada dos modelos para o MECH-Gcomp.....	33
--	----

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CG	Centro Gravitacional
DCL	Diagrama de Corpo Livre
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i> - Administração Federal de Aviação Norte Americana
FAR	<i>Federal Aviation Regulations</i> - Regulamentação Federal de Aviação Norte Americana
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
MEF	Método de Elementos Finitos
MTOW	<i>Maximum Take-Off Weight</i> – Carga máxima de decolagem
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i> - Sociedade de Engenheiros da Mobilidade
UCS	Universidade de Caxias do Sul
UFRGS	Universidade Federal do Rio Grande do Sul
UFSJ	Universidade Federal de São João Del-Rei

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\alpha$	Varição do ângulo de incidência da asa
$C_L$	Coefficiente de sustentação da aeronave
$\Delta_T$	Deslocamento total
$\Delta_V$	Deslocamento vertical
$F_{\text{atuante}}$	Força atuante
$F_{\text{atuante, E}}$	Força atuante na condição estática
$F_{\text{atuante, D}}$	Força atuante na condição dinâmica
$F_A$	Força de arrasto
$F_B$	Força no ponto B
$F_{HF}$	Força horizontal no trem frontal
$F_{HP1}$	Força horizontal no trem principal, sobre 1 roda
$F_{HP2}$	Força horizontal no trem principal, sobre 2 rodas
$F_{HP3}$	Força horizontal no trem principal, sobre 3 rodas
$F_S$	Força de sustentação
$F_{VF}$	Força vertical no trem frontal
$F_{VP1}$	Força vertical no trem principal, sobre 1 roda
$F_{VP2}$	Força vertical no trem principal, sobre 2 rodas
$F_{VP3}$	Força vertical no trem principal, sobre 3 rodas
$g$	Aceleração da gravidade
$M_A$	Momento no ponto A
$\rho_{\text{ar}}$	Densidade do ar
$R$	Atrito entre as rodas do trem de pouso e o solo
$S$	Área da asa
$T$	Tração
$V_{\text{decol}}$	Velocidade de decolagem
$V_{\text{estol}}$	Velocidade de estol
$W$	Força peso

## SUMÁRIO

<b>1.</b>	<b>INTRODUÇÃO</b> .....	14
1.1.	JUSTIFICATIVA.....	15
1.2.	OBJETIVOS.....	15
1.2.1.	<b>Objetivo Geral</b> .....	15
1.2.2.	<b>Objetivos Específicos</b> .....	15
<b>2.</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b> .....	16
2.1.	CARACTERÍSTICAS DAS AERONAVES .....	16
2.2.	TREM DE POUSO .....	17
2.2.1.	<b>Configurações do Trem de Pouso</b> .....	18
2.3.	ANÁLISE DA DECOLAGEM E DO POUSO .....	20
2.3.1.	<b>Análise do Processo de Decolagem</b> .....	21
2.3.2.	<b>Análise do Processo de Pouso</b> .....	22
2.4.	ANÁLISE POR MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS (MEF) .....	24
2.5.	MATERIAIS COMPÓSITOS LAMINADOS.....	25
2.6.	TRABALHOS CORRELATOS.....	26
<b>3.</b>	<b>MATERIAIS E MÉTODOS</b> .....	31
3.1.	TREM DE POUSO AVALIADO .....	31
3.2.	ANÁLISE ESTRUTURAL DO TREM DE POUSO .....	33
<b>4.</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSÕES</b> .....	35
4.1.	REDUÇÃO DE MASSA DO COMPONENTE .....	35
4.2.	CÁLCULOS DOS ESFORÇOS DO TREM DE POUSO .....	35
4.3.	RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES EM MEF.....	36
4.4.	CÁLCULO DA VARIAÇÃO DO ÂNGULO DE INCIDÊNCIA DA AERONAVE .....	37
<b>5.</b>	<b>CONCLUSÃO</b> .....	39
	<b>REFERÊNCIAS</b> .....	40
	<b>APÊNDICE A- PROPRIEDADES MECÂNICAS PARA O COMPÓSITO CARBONO T300/ EPÓXI MY750 COM O SOFTWARE MECH-GCOMP</b> .....	43
	<b>APÊNDICE B- PROPRIEDADES MECÂNICAS PARA O COMPÓSITO VIDRO-E/ EPÓXI MY750 COM O SOFTWARE MECH-GCOMP</b> .....	44
	<b>APÊNDICE C- RESULTADOS DA SIMULAÇÃO NUMÉRICA ESTRUTURAL ESTÁTICA E DINÂMICA PARA O MODELO 01</b> .....	45

APÊNDICE D- RESULTADOS DA SIMULAÇÃO ESTRUTURAL ESTÁTICA E DINÂMICA PARA O MODELO 02 .....	47
APÊNDICE E- RESULTADOS DA SIMULAÇÃO ESTRUTURAL ESTÁTICA E DINÂMICA PARA O MODELO 03 .....	49
APÊNDICE F- DETALHAMENTO DO TREM DE POUSO PRINCIPAL .....	51

## 1. INTRODUÇÃO

Os cursos de engenharia de todas as instituições de ensino superior do mundo preocupam-se em fornecer ao aluno a capacidade de aplicar os amplos conhecimentos científicos adquiridos para inventar, aperfeiçoar ou aplicar as inúmeras técnicas nos processos industriais

Por sua vez, alguns programas estudantis oferecidos por instituições de ensino e/ou entidades de classe concedem a oportunidade de vivenciar uma área de conhecimento específica, aplicar os aprendizados de sala de aula, criar possibilidades criativas para a resolução de problemas reais e desenvolver o trabalho em equipe.

Aliando o grande fascínio da humanidade, desde a antiguidade, à crescente utilização das aeronaves comerciais como um dos principais meios de transporte e constante necessidade de aprimoramento tecnológico, em 1986 a *SAE International* criou a Competição *SAE AeroDesing*, dividida em três categorias (*Regular*, *Micro* e *Advanced*). A partir de 1999, o programa estudantil passou a ser realizado no Brasil, nas dependências do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), em São José dos Campos/SP (SAE BRASIL, 2020).

A competição ocorre anualmente, cada equipe desenvolvendo uma aeronave radio-controlada, de acordo com um regulamento disponibilizado no início de cada ano, pelo comitê de organização. A UCS é representada pela equipe Aerosul, na categoria *Regular*, desde 2007, e obteve a sua melhor colocação em 2012, com o 9º lugar (SAE BRASIL, 2020).

As aeronaves desenvolvidas para a competição devem levar em consideração as mesmas demandas que os modelos comerciais. Portanto, um dos objetivos da competição é avaliar o desempenho do voo da aeronave carregando uma elevada carga em relação à massa da sua própria estrutura. A cada bateria de voo, as equipes aumentam gradativamente a carga, geralmente colocada no interior da fuselagem, e uma nova avaliação é realizada.

Além das restrições impostas pelo regulamento, a aeronave deve ser construída respeitando as normas da aviação para a segurança do projeto. Devido a seus minuciosos requisitos, as normas FAR (Regulamentação Federal de Aviação, em inglês), formuladas pela FAA (Administração Federal de Aviação, em inglês), são geralmente utilizadas como base para que tais exigências sejam cumpridas.

Diversos fatores são responsáveis para que o voo tenha sucesso, desde a corrida da decolagem até sua aterrissagem. Todos eles devem ser analisados pela equipe que, para sua melhor organização, tem o projeto fracionado nas seguintes áreas: Aerodinâmica, Cargas e Aeroelasticidade, Desempenho, Estabilidade e Controle, Estruturas e Ensaios Estruturais, Projeto Detalhado, Projeto Elétrico e Integração de Projeto.

Entre os elementos que compõem uma aeronave, tanto para o programa estudantil quanto para uso comercial, o projeto do conjunto trem de pouso é muito importante, pois caso exista alguma falha em sua concepção, toda estabilidade do veículo durante decolagem, pouso e no taxiamento no solo estará comprometida. Além deste fator, ainda é importante ressaltar que este componente influenciará no ângulo de incidência da aeronave.

## 1.1. JUSTIFICATIVA

Geralmente, o tempo disponível para a equipe Aerosul/UCS verificar os requisitos da aeronave, realizar o detalhamento do projeto, fabricá-la e realizar os testes necessários é muito curto, considerando a carga horária disponível dos integrantes. Portanto, o desenvolvimento de um trem de pouso – viabilizado por meio deste TCC - que tenha seu processo de fabricação simples e que propicie a reutilização de seu conceito em diversos modelos de aeronaves contribui para a economia do tempo dedicado.

## 1.2. OBJETIVOS

### 1.2.1. Objetivo Geral

Este trabalho tem por objetivo a avaliação estrutural de uma proposta de trem de pouso padrão para a aplicação em aeronaves radio-controladas da competição SAE Brasil *Aerodesign*.

### 1.2.2. Objetivos Específicos

Alinhados ao Objetivo Geral, os Específicos deste trabalho, são:

- a) caracterizar os esforços a que o trem de pouso é submetido;
- b) definir requisitos de projeto do componente;
- c) executar análises numéricas estruturais;
- d) analisar se o componente atende às exigências da aeronave.



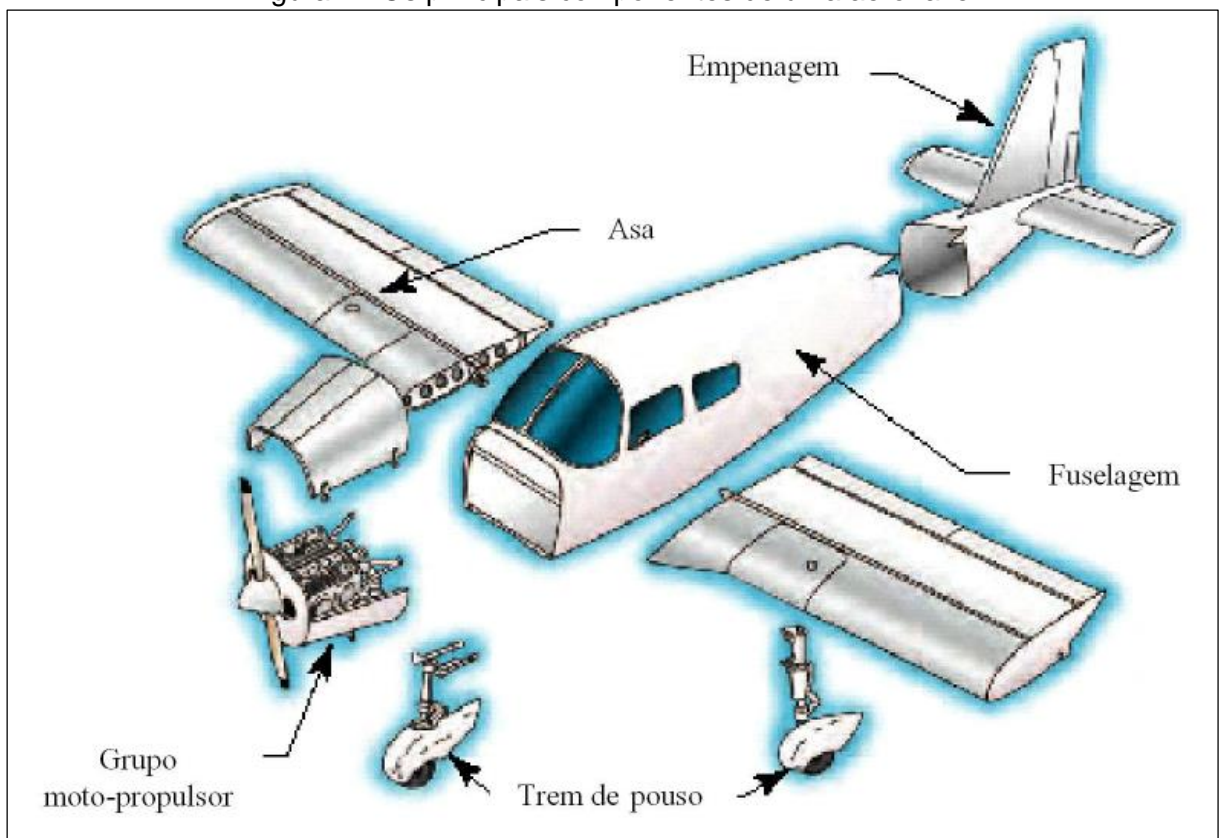
## 2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo são apresentadas informações relevantes para o desenvolvimento deste trabalho, como os principais componentes de uma aeronave, conceitos sobre o conjunto de trem de pouso, suas principais características e forças que atuam sobre ele, e o desenvolvimento de projetos aeronáuticos.

### 2.1. CARACTERÍSTICAS DAS AERONAVES

De acordo com Stinton (1983) o design do avião pode ser considerado uma arte e uma ciência. Os projetistas de maior sucesso são aqueles que têm um instinto pela natureza do ar e pela maneira como ele se comporta quando sofre perturbação. Se as aeronaves são concebidas de modo a ajudar o ar a se ajustar à sua própria passagem, da forma correta, sem forçá-lo a se afastar, menos energia é gasta, menos ruído é criado e menos combustível é consumido.

Figura 1 - Os principais componentes de uma aeronave



Fonte: Rodrigues (2014a).

Devido às diversas variedades de propostas para uma aeronave, o primeiro passo é compreender qual será a sua finalidade, assim será possível simplificar consideravelmente o

projeto. (PAZMANY, 1963). De qualquer forma, segundo Rodrigues (2014a), a maioria das estruturas dos aviões possuem os mesmos componentes principais: fuselagem, asas, empenagem, trem de pouso e o grupo motopropulsor, conforme Figura 1.

Nas aeronaves desenvolvidas para a competição SAE *AeroDesign*, tendo em vista que o controle é remoto, a posição ocupada pela cabine dos pilotos é usada principalmente para o alojamento da carga. (ABELING, 2016).

Além de ser de fácil acesso para uma rápida alteração do peso, é, em uma condição específica, o local mais apropriado para a estabilidade da aeronave, pois a carga estará posicionada entre os únicos dois apoios: os trens de pouso.

## 2.2. TREM DE POUSO

O trem de pouso é um subsistema que tem como função a sustentação e apoio da aeronave do solo, o amortecimento dos impactos gerados pelo pouso e o controle da direção durante manobras em solo. (HOMA, 2007).

Para qualquer máquina ter um funcionamento perfeito, todos os elementos essenciais devem ser projetos com rigoroso cuidado. Com uma aeronave, qualquer que seja ela, não é diferente: a forma que é realizado o projeto do trem de pouso resultará em uma boa aterrissagem ou em uma catástrofe. (RAYMER, 1989 e CURREY, 1984 apud ABELING, 2016).

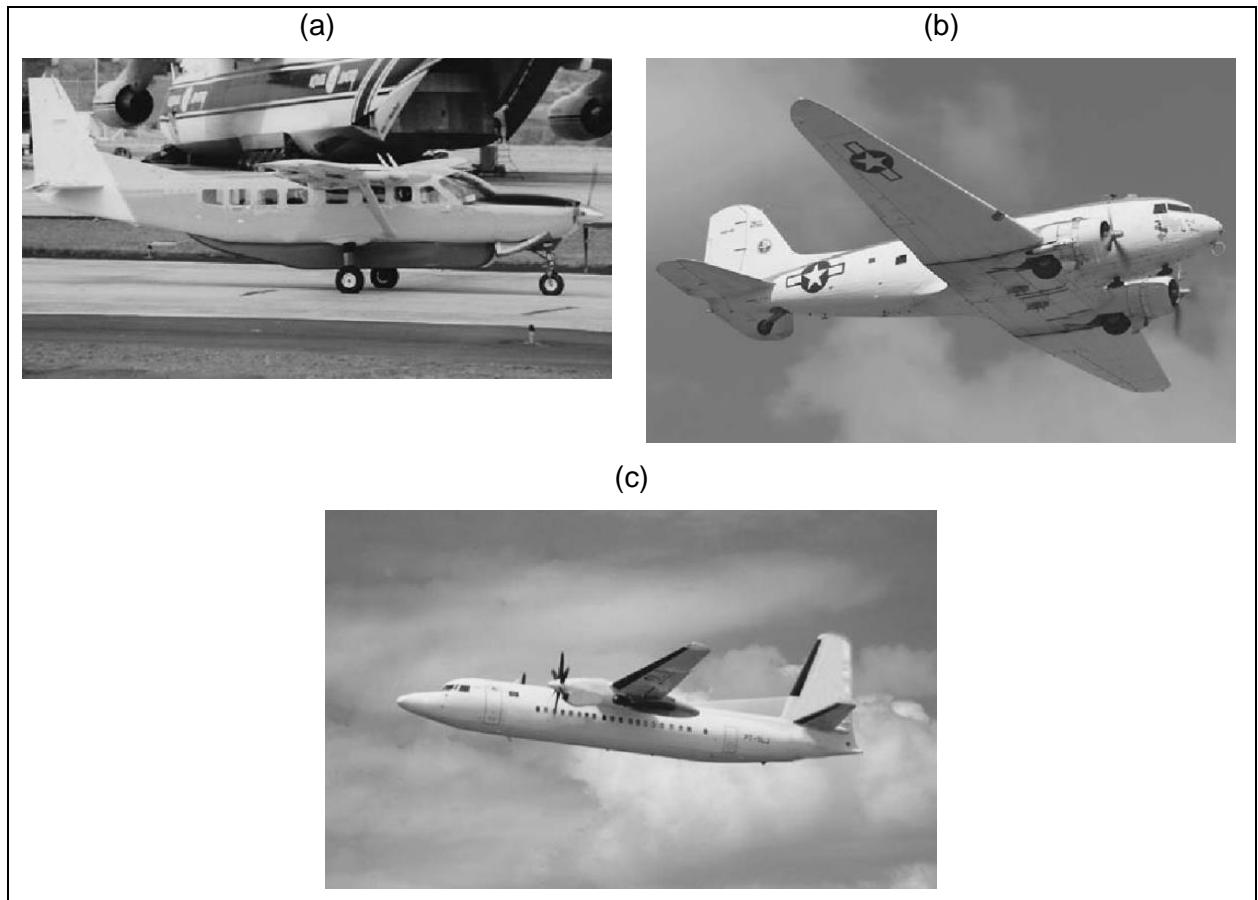
O trem de pouso precisa ter a resistência suficiente para o pouso, considerando a aeronave totalmente carregada, mas é imprescindível que o conjunto seja o mais leve possível. Devido a isso, usualmente são utilizados materiais mais leves como ligas de aço, alumínio, magnésio e materiais compósitos. (FAA, 2012 apud ABELING, 2016).

Se o peso do conjunto for desproporcional ao restante da aeronave, há grandes chances de prejudicar a estabilidade do voo. Outro fator que deve ser estudado é a geometria do trem de pouso, pois ela pode gerar interferência no fluxo de ar que realiza a sustentação do avião. Como solução deste problema, algumas adaptações foram criadas. Rodrigues (2014a) apresenta os tipos de trem de pouso quanto à sua mobilidade:

- a) fixo: permanece na mesma posição, tanto em solo quanto em voo. (Figura 2a);
- b) retrátil: apenas parte dele é recolhido durante o voo (Figura 2b);
- c) escamoteável: é recolhido completamente para dentro de um compartimento próprio (Figura 2c).

Outros tipos possuem esquis que são adaptadas para pousos na neve. Há ainda os aviões anfíbios, que possuem flutuadores instalados. Vale ressaltar que, independentemente do tipo de trem de pouso, todos os conjuntos possuem componentes para a absorção de vibração e impacto, carenagens aerodinâmicas e peças que os acoplam à estrutura primária da aeronave.

Figura 2 - Exemplos dos tipos de trem de pouso: (a) fixo; (b) retrátil; (c) escamoteável



Fonte: adaptado de Suzano (2011, p. 84 e 85).

### 2.2.1. Configurações do Trem de Pouso

Quanto à disposição das rodas, os dois tipos de trem de pouso mais utilizados, segundo Homa (2007), são:

- a) trem de pouso convencional: este modelo foi criado junto às primeiras aeronaves e ainda continua sendo utilizado, por isso ficou conhecido como convencional. Como é observado na Figura 3, além das duas rodas principais, que sustentam a maior parte do peso da aeronave, há uma roda menor localizada na extremidade traseira da fuselagem. Nessa configuração as rodas do trem principal ficam à frente do centro de gravidade da aeronave. O trem de pouso convencional é mais utilizado em aeronaves acrobáticas e são excelentes operando em pistas não pavimentadas. (FAA, 2018).
- b) trem de pouso triciclo: esta é a configuração mais utilizada na aviação. Além das rodas principais, há uma no nariz (ou dianteira), fixada na extremidade frontal da fuselagem (Figura 4). Neste modelo, é o centro de gravidade quem fica à frente das rodas principais. Aviões leves usam trens de pouso triciclo com rodas únicas

em cada ponto, mas os mais pesados podem ter rodas duplas, triplas ou múltiplas. A Figura 5 ilustra o conjunto do trem de pouso da maior aeronave do mundo. (FAA, 2018).

Figura 3 - Exemplo de trem de pouso convencional



Fonte: adaptado de Game Composites (2020).

Figura 4 - Exemplo de trem de pouso triciclo



Fonte: adaptado de FAA (2018).

Figura 5 - Antonov An-225 Mriya, a maior aeronave do mundo



Fonte: adaptado de Antonov Airlines (2020).

Entretanto, Stinton (1983) afirma que a escolha do tipo de trem de pouso a ser utilizado em uma aeronave depende de inúmeros fatores. O projetista não deve assumir automaticamente que o triciclo é o melhor modelo a ser empregado. Os dois tem suas vantagens e desvantagens.

No trem de pouso convencional, a pequena roda traseira permite que a fuselagem se incline, sendo assim possível a utilização de longas hélices, muito utilizado na aviação durante a Segunda Guerra Mundial. Também proporciona maior distância entre a hélice e os detritos soltos ao percorrer uma pista não pavimentada. Entretanto, a fuselagem inclinada bloqueia a visão frontal do piloto durante as operações em terra. Até a velocidade ser suficiente para levantar a cauda, o piloto deve inclinar a cabeça para fora do lado da cabine de comando para ver diretamente à frente da aeronave. (FAA, 2018). Este modelo está mais propenso a sofrer o *ground looping*, que é uma rápida rotação no eixo longitudinal que ocorre com a aeronave quando ela está pousando, já no solo, mas ainda em velocidade. (KUNDU, 2010).

Já no trem de pouso triciclo, a visibilidade do piloto é melhor e, visto que, a asa está mais paralela ao solo, o arrasto é menor, o que contribui para uma maior aceleração na decolagem. Além disto, essa configuração proporciona maior sustentação à estrutura durante manobras rápidas no solo, devido à posição do centro de gravidade, o que também resulta em um menor risco para o nariz em um pouso forçado. (STINTON, 1983).

### 2.3. ANÁLISE DA DECOLAGEM E DO POUSO

Segundo Vargas Júnior (2018), para o estudo do comportamento do trem de pouso de uma aeronave durante os processos de decolagem e pouso é necessário analisar as forças atuantes em todo o veículo.

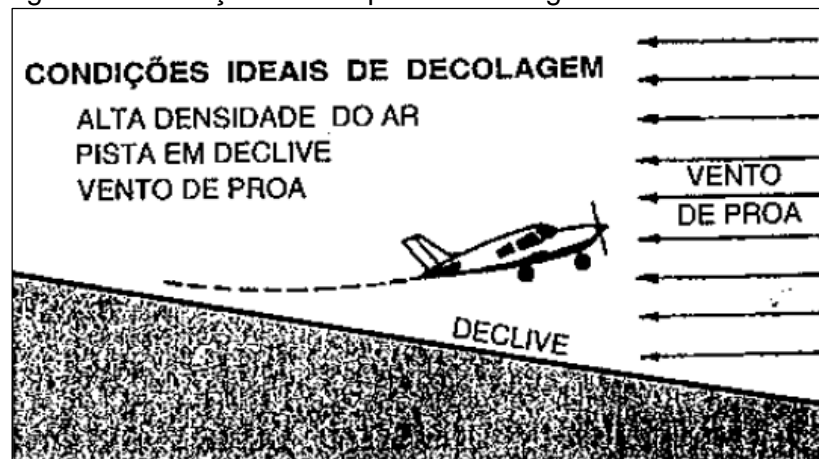
A aplicação de modelos matemáticos definidos em normas, em especial a FAR-Part 23 (Regulamentação Federal de Aviação Norte Americana), permite a verificação do comprimento de pista utilizado para as duas etapas (PELLEGRINI; RODRIGUES, 2015 apud VARGAS JÚNIOR, 2018).

O comprimento de pista é usado como restrição na competição SAE *Aerodesing*, com revisão periódica nos regulamentos publicados. Para a competição nacional deste ano (2021), o regulamento determina que a decolagem da aeronave deve ocorrer em até 50 metros de pista (requisito 10.1.7.4, p. 89) e, para o pouso, em até 100 metros (requisito 10.1.9.1, pg. 91). (SAE Brasil, 2021). Além disto, há algumas ressalvas em ambas as situações, que devem ser observadas para que não ocorra anulação do voo. Este fato ressalta aos estudantes a importância da análise das etapas de decolagem e de pouso.

### 2.3.1. Análise do Processo de Decolagem

Segundo Homa (2010), a decolagem é todo o processo que a aeronave faz para levantar voo. O motor é utilizado em máxima potência, pois a aceleração é essencial. O piloto deve ter o cuidado para decolar sempre com o vento de proa (frente), para diminuir a distância necessária e aumentar ângulo de subida da aeronave. É necessário, também, que a decolagem ocorra com 120% a 130% da velocidade de estol (mínima para que a sustentação seja igual ao peso), para que haja segurança mesmo no caso de uma diminuição repentina na velocidade do vento. A equipe Aerosul tem como parâmetro para a decolagem, 120% da velocidade de estol. A Figura 6 indica as condições ideais para decolagem. A partir das Equações 1 e 2, ambas as velocidades de estol e de decolagem podem ser calculadas.

Figura 6 - Condições ideais para a decolagem de uma aeronave



Fonte: adaptado de Homa (2010).

$$v_{\text{estol}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\text{ar}} C_L S}} \quad (1)$$

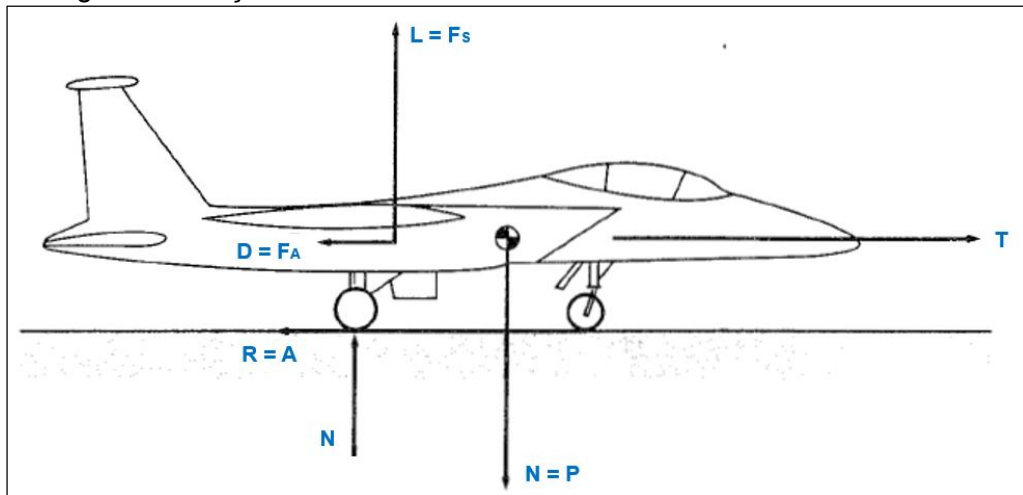
$$v_{\text{decol}} = 1,2 v_{\text{estol}} \quad (2)$$

Onde  $v_{\text{decol}}$  (m/s) é a velocidade de decolagem,  $W$  (N) é o peso,  $\rho_{\text{ar}}$  (kg/m<sup>3</sup>) é a densidade do ar,  $C_L$  (adimensional) é o coeficiente de sustentação do avião,  $S$  (m<sup>2</sup>) é a área projetada da asa e  $v_{\text{estol}}$  (m/s) é a velocidade de estol.

Os parâmetros que mais influenciam na decolagem de uma aeronave são o peso, as características aerodinâmicas de todo o conjunto e o motor escolhido.

As forças que atuam em uma aeronave durante a decolagem, ilustradas na Figura 7 são: tração ( $T$ ), arrasto ( $F_A$ ), sustentação ( $F_S$ ), atrito ( $R$ ) entre as rodas do trem de pouso e o solo, e peso ( $W$ ). (ANDERSON JUNIOR, 1999).

Figura 7 - Forças atuantes em uma aeronave em deslocamento no solo



Fonte: adaptado de Anderson Junior (1999).

### 2.3.2. Análise do Processo de Pouso

Nas aeronaves de grande porte, o processo de pouso inicia com a progressiva desaceleração e redução da altura, até atingir a velocidade ideal para o toque na pista. Em aeronaves menores, ela pode ser mais próxima do estol, por possuírem dispositivos de frenagem mais simples. (PELLEGRINI e RODRIGUES, 2015 apud VARGAS JÚNIOR, 2018).

Nas seções 479 a 499 da FAR-Part 23 há orientações das formas de avaliação das cargas durante o pouso da aeronave. São avaliadas três situações: pouso nas três rodas (trem do nariz ou bequilha e trem principal) - Situação 1 -, conforme Figura 8 (a); pouso nas duas rodas do trem principal - Situação 2 - (Figura 8 (b)); e a mais crítica, quando o pouso ocorre em apenas uma das rodas do trem principal - Situação 3 - (Figura 8 (c)). (RODRIGUES, 2014b).

Segundo o parágrafo “a” da seção 473 da norma FAR-Part 23, o peso da aeronave para o cálculo de cargas de pouso deve ser o máximo de decolagem.

Já no parágrafo “g” a norma determina que o fator de carga de inércia usado não deve ser menor que 2,67 e, o fator de carga no solo não pode ser menor que 2. (FAA, 2002). Fator de carga, segundo a ANAC (2020), significa a relação entre uma carga específica (força de inércia) e o peso total da aeronave.

Para a situação 1 - Pouso em três rodas, Abeling (2016) apresenta as Equações 3 e 4 para as forças vertical e horizontal, respectivamente, em cada roda do trem principal. As Equações 5 e 6 referem-se aos cálculos correspondentes para o trem de pouso frontal.

$$F_{VP3} = \frac{0,85 F_{atuante}}{2} \quad (3)$$

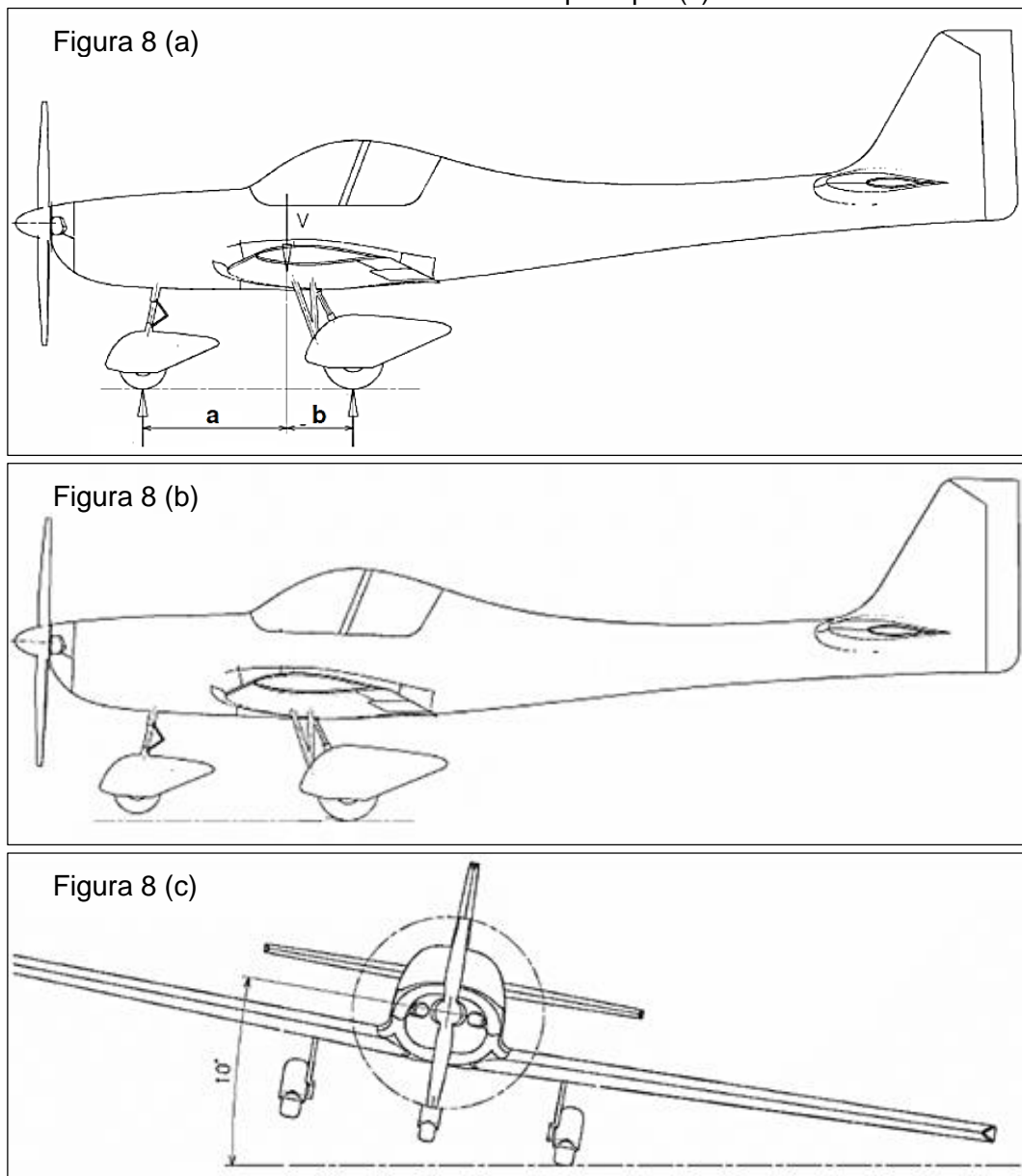
$$F_{HP3} = 0,40 F_{VP} \quad (4)$$

$$F_{HF} = 0,40 F_{VF} \quad (5)$$

$$F_{VP} = 0,15 F_{\text{atuante}} \quad (6)$$

onde:  $F_{\text{atuante}}$  é a força atuante [N];  
 $F_{VP3}$  é a força vertical no trem principal [N];  
 $F_{HP3}$  é a força horizontal no trem principal [N];  
 $F_{VF}$  é a força vertical no trem frontal [N];  
 $F_{HF}$  é a força horizontal no trem frontal [N].

Figura 8 - Situações de pouso: em três rodas (a); nas duas do trem principal (b); e em uma das rodas do trem principal (c)



Fonte: adaptado de Rodrigues (2014b).



Para a situação 2, pouso nas duas rodas do trem principal, Abeling (2016) indica a Equação 7, sendo para a força vertical e a Equação 8 para a força horizontal. Ambas aplicáveis para cada roda.

$$F_{VP2} = \frac{1}{2} F_{atuante} \quad (7)$$

$$F_{HP2} = 0,40 F_{VP2} \quad (8)$$

onde:  $F_{VP2}$  é a força vertical no trem principal [N];

$F_{atuante}$  é a força atuante [N];

$F_{HP2}$  é a força horizontal no trem principal [N].

Já para a situação 3, pouso em apenas uma das rodas do trem de pouso principal, define a Equação 9 para a força vertical e a Equação 10 para a força horizontal.

Os cálculos das forças vertical e horizontal em uma roda do trem principal:

$$F_{VP1} = F_{atuante} \quad (9)$$

$$F_{HP1} = 0,40 F_{VP1} \quad (10)$$

onde:  $F_{VP1}$  é a força vertical em uma roda do trem principal [N];

$F_{atuante}$  é a força atuante [N];

$F_{HP1}$  é a força horizontal em uma roda do trem principal [N].

#### 2.4. ANÁLISE POR MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS (MEF)

Criado na década de 1940, o Método de Elementos Finitos (MEF) foi amplamente modernizado e utilizado nos últimos 20 a 30 anos juntamente com a ascensão dos computadores. Seu desenvolvimento proporciona, desde o princípio, a validação de resultados obtidos de ensaios práticos através de um equacionamento algébrico que modela com aproximação um problema qualquer. O modelamento é realizado através da discretização (processo de conversão das Equações Diferenciais de Domínio Contínuo para Equações Algébricas de Domínio Discreto) de uma estrutura (computacional) em elementos menores, interligados por nós. Quanto melhor for as condições de *software* e *hardware* computacional, menor serão as dimensões destes elementos e maior será a exatidão do resultado e maior a necessidade (HEARN, 1999 apud PESCADOR, 2019).

São diversas as áreas que podem utilizar desse método de análise. Nepomuceno (2015) indica que as principais são projeto e análise de estruturas, análise de escoamento de fluidos, distribuição de temperaturas e eletromagnetismo.

## 2.5. MATERIAIS COMPÓSITOS LAMINADOS

O constante avanço tecnológico está sempre aliado ao desenvolvimento de materiais que supram as deficiências nas propriedades dos materiais convencionais. (LAGE, 2018). A união dos materiais primários, como metais, cerâmicas e polímeros, formam os materiais compósitos, que apresentam muitas vezes suas propriedades otimizadas em relação à sua origem.

Materiais compósitos formados por matriz polimérica termorrígida aliado a fibras, que possuem alta resistência mecânica em conjunto com baixa massa específica, são utilizados amplamente nas indústrias para fabricação de transportes terrestres (MACHADO et al. 2018), náutico (REN et al., 2018), aeroespacial e aeronáutico (ZIMMERMANN; ROLFES, 2006; AWERBUCH et al., 2016).

### 2.5.1. Critério de Falha para Materiais Compósitos

Um critério de resistência determina se um material está danificado sob um estado específico de tensão. A resistência estrutural pode ser verificada através das propriedades mecânicas de um material. Para materiais isotrópicos (material que possui em todas as direções as mesmas propriedades mecânicas), comumente é utilizado o critério de von Mises. (CHEN et al., 2020).

Entretanto, os materiais compósitos possuem suas características anisotrópicas (material que tem as propriedades mecânicas dependentes da direção), impossibilitando a aplicação da teoria clássica de resistência. Então, Tsai em conjunto com Hill desenvolveram um critério, baseado em von Mises, para materiais anisotrópicos, chamando-o de Tsai-Hill, que considera a interação dos componentes dos materiais compósitos nas três principais direções. (CHEN et al., 2020).

Em um primeiro momento, o critério de falha de Tsai-Hill foi utilizado para verificar o rendimento inicial anisotrópico de placas laminadas metálicas e só era aplicado em compósitos que possuíam as mesmas resistências à tração e à compressão. Para a correção dessa desvantagem, foi criado o critério de falha de Hoffman, que tem como base o de Tsai-Hill. E, para melhorar a precisão da previsão, foi criado o critério de falha de Tsai-Wu que calcula nos materiais ortotrópicos (com três eixos de simetria - ortogonais - para a definição

de suas propriedades mecânicas), todos os tensores que podem causar a falha em uma faixa de tensão. (CHEN et al., 2020).

O critério de falha de Tsai-Wu prevê falha quando o índice do material laminado atinge 1.

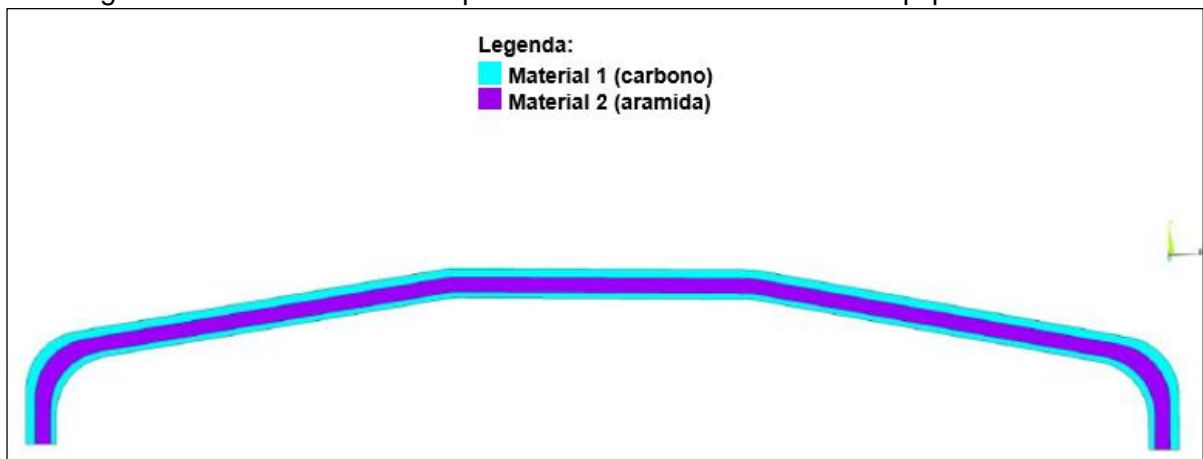
## 2.6. TRABALHOS CORRELATOS

Esta seção apresenta alguns estudos já realizados, envolvendo o conjunto do trem de pouso em aeronaves da competição SAE Brasil *AeroDesign*.

Assumpção et al. (2010) desenvolveu um modelo fabricado com camadas laminadas de material compósito (aramida e carbono) conforme ilustrado na Figura 9. Segundo os autores, o trem de pouso foi fabricado com um compósito laminado de matriz polimérica reforçada com fibras de aramida (kevlar®) que, devido a elevadas deflexões, tornava a aeronave instável e limitava o carregamento da carga. Com essas observações, a equipe se preocupou em fornecer à aeronave a rigidez necessária, mantendo a densidade específica do material baixa e, ao analisar as propriedades físico-químicas de diversas combinações de materiais compósitos, verificou que a melhor opção correspondeu a um compósito híbrido contendo em ambas as superfícies camadas de fibra de carbono (com espessura de 30% da do arco do trem na parte superior e 20% na inferior) e uma camada central, com 50% da espessura, de fibra de aramida. Tal conjunto foi ensaiado e os autores obtiveram valores de tensão máxima de ruptura de 476,21 MPa, Módulo de Elasticidade de 34,87 GPa e densidade de 1,21 g/cm<sup>3</sup>.

Em ensaios experimentais e em MEF, sob uma carga vertical de 196,3 N o maior deslocamento nesse sentido foi de cerca de 2,79 mm. Em relação ao projeto anterior, os autores informaram que houve uma redução de peso de 54,2%. (ASSUMPÇÃO et al., 2009).

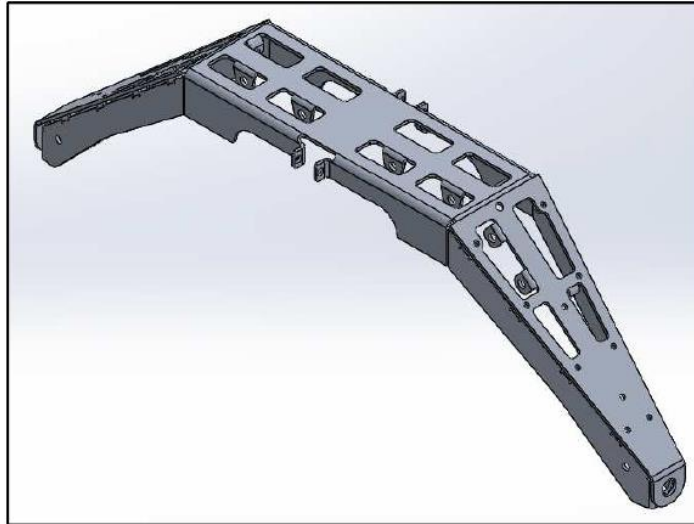
Figura 9 - Modelo do trem de pouso da aeronave de 2009 da equipe Trem Ki Voa



Fonte: adaptado de Assumpção et al.(2010).

Bertin (2014) apresentou a otimização de um trem de pouso principal por MEF através de algoritmos no programa *MatLab*, com a ferramenta *Simulink*. O formato do componente utilizado pela equipe naquele ano, conforme Figura 10, foi em arco fabricado em alumínio. A avaliação topológica realizada pelo algoritmo proporcionou ao componente redução de massa de até 63% em relação ao modelo preliminar.

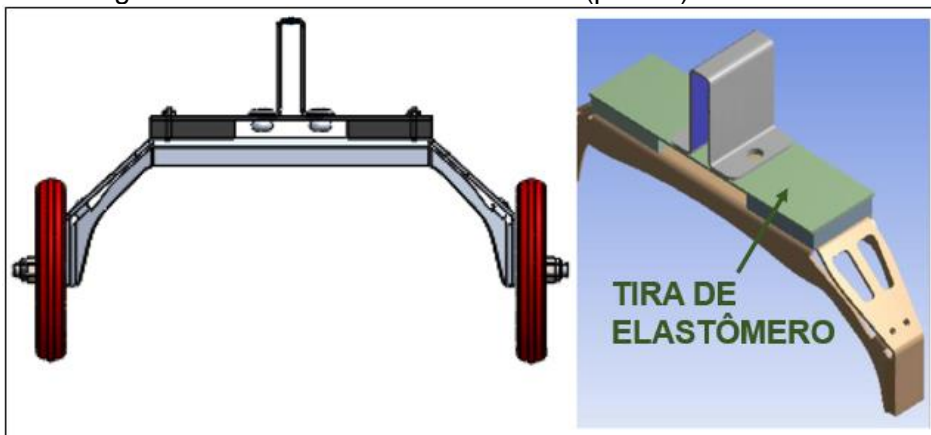
Figura 10 - Trem de pouso principal da equipe Aerosul 2014



Fonte: adaptado de Bertin (2014).

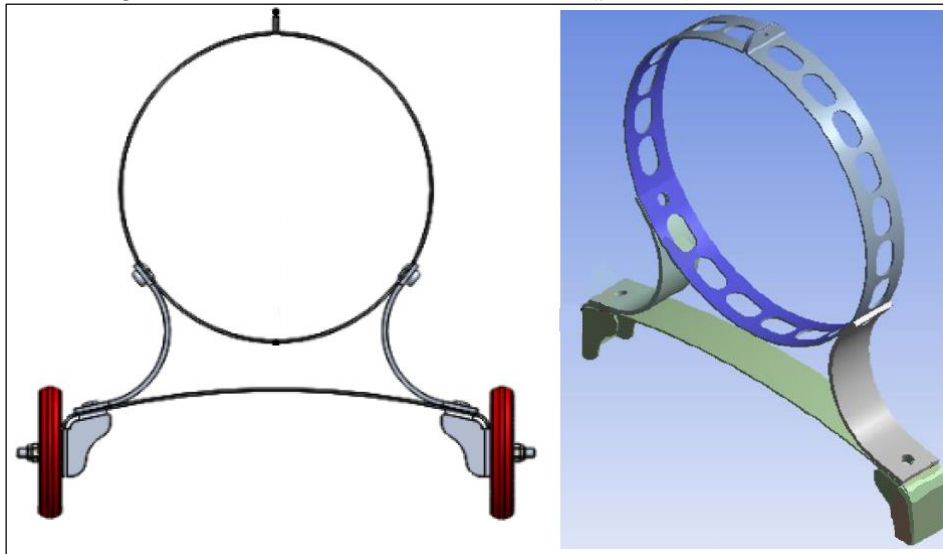
Bordignon (2015) estudou dois sistemas de amortecimento para a aeronave. As avaliações também foram realizadas por MEF, porém no *software Ansys*. Na Figura 11, que ilustra o Modelo 1, o autor inseriu uma tira de elastômero na parte superior da estrutura utilizada no ano anterior (a proposta de Bertin, 2014) e alterou sua fixação na fuselagem da aeronave. Já na Figura 12, representando o Modelo 2, o amortecimento seria a partir da deformação da estrutura, sustentada por molas de lâminas e a fixação, em formato circular, seria feita diretamente na fuselagem.

Figura 11 - Vistas frontal e isométrica (parcial) do Modelo 1



Fonte: adaptado de Bordignon (2015).

Figura 12 - Vistas frontal e isométrica (parcial) do Modelo 2



Fonte: adaptado de Bordignon (2015).

Alguns objetivos desejados pelo autor não foram atingidos: peso e energia absorvida. Quanto ao primeiro parâmetro, o peso estimado deveria ser menor que 20% do modelo proposto por Bertin (2014), entretanto, houve acréscimos de 8,09% e 17,09% para os Modelos 1 e 2, respectivamente. Em relação à energia absorvida, foram obtidos os valores de 13,45% e 5,37% para os Modelos 1 e 2, respectivamente, aquém dos 20% estipulados no cálculo dinâmico.

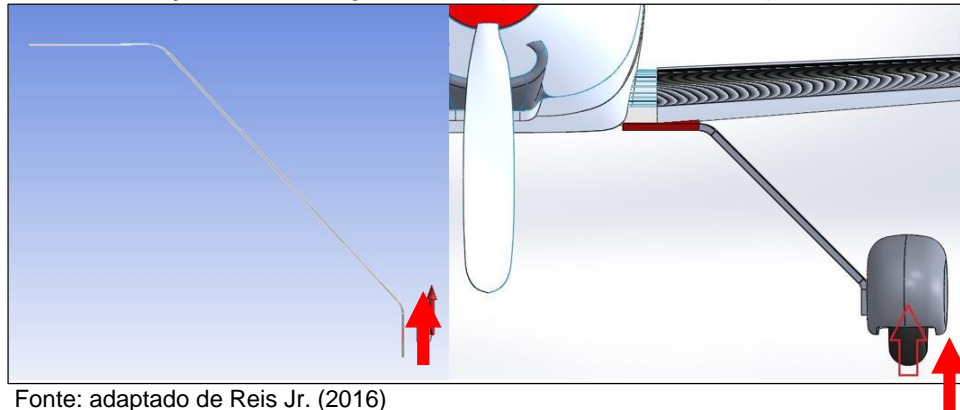
Por outro lado, um resultado importante se mostrou satisfatório: ao resistir uma carga de 443,1 N e considerando o limite de escoamento de 255 MPa à liga de alumínio utilizada (6061-T6), Bordignon (2015) observou tensões máximas de 212,85 e 207,87 MPa para os Modelos 1 e 2, ambos correspondendo a coeficientes de segurança de 1,2, diferente do modelo de Bertin (2014), que apresentava em diversos pontos, tensões superiores ao estipulado.

O autor concluiu que o Modelo 1 atendeu melhor aos requisitos do que o 2, devido ao menor peso e à maior energia absorvida durante o impacto analisado.

Reis Jr. (2016) avaliou os esforços provenientes do pouso no trem principal de um aeromodelo *Cirrus* (Figura 13), fabricado em liga de alumínio 2024-T3, através de dados cinemáticos obtidos em vídeo análise no *software Tracker* e análise estrutural por MEF, a fim de compreender por que o modelo apresentava deformações permanente durante as aterrissagens.

A partir dos resultados obtidos através dos vídeos dos pousos realizados, o autor avaliou a confiabilidade dos resultados de suas amostras, para quantificar a probabilidade de o componente suportar o pouso sem falhar e, ao observar a situação mais crítica da análise, onde as cargas vertical, lateral e longitudinal da roda (*Braked-Roll*) são aplicadas, a expectativa de ocorrer a falha do trem de pouso é da ordem de 33,36%.

Figura 13 - Localização dos carregamentos aplicados no trem de pouso aeronave Cirrus



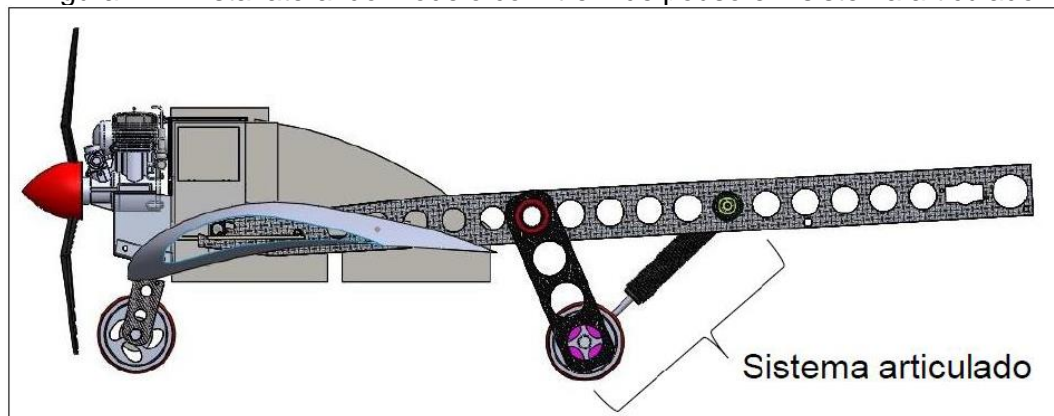
Fonte: adaptado de Reis Jr. (2016)

Foi observado, através da aceleração de impacto utilizada como referência no estudo, que o fator de carga vertical ficou 24,13% acima do que a norma (FAR 23-485 - Condição de Carregamento Lateral) estabelece, mas levando em consideração que o aeromodelo não realiza voos com passageiros a bordo, o autor considerou o percentual aceitável.

Por fim, Reis Jr. (2016) comenta que as acelerações observadas no impacto da aterrissagem são capazes de gerar tensões máximas superiores a tensão de escoamento do material, o que justifica as deformações plásticas ocorridas no trem de pouso.

Como ilustrado na Figura 14, Vargas Jr. (2018) propôs um modelo de trem de pouso principal com braços articulados para cada roda, acoplados a amortecedores comerciais adaptados. Os resultados foram satisfatórios, pois o autor havia estabelecido que cada amortecedor deveria absorver uma força de 40 N e, o teste em dinamômetro indicou que, em regulagem padrão, o amortecedor projetado era capaz de absorver uma força de compressão de 50,56 N. Por outro lado, foi observado que o sistema implicou em um aumento na força de atrito entre a roda e o solo, exigindo um comprimento de pista maior do que a definida pelo regulamento da competição.

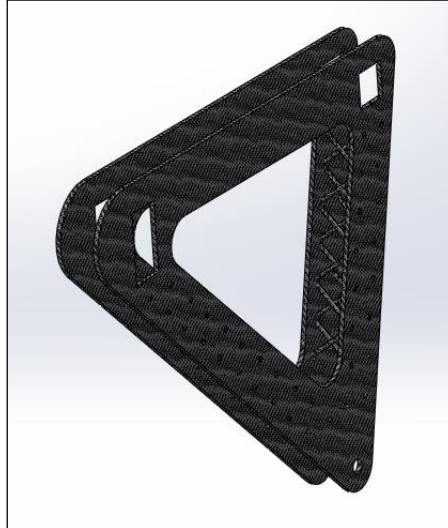
Figura 14 - Vista lateral do modelo com trem de pouso em sistema articulado



Fonte: adaptado de Vargas Jr. (2018).

Na aeronave de 2020 da equipe Aerosul, o trem de pouso principal era formado por dois conjuntos, cada um fabricado com duas chapas de fibra de carbono bidirecional interligados com finos tubos do mesmo material, dispostos em diversos ângulos formando uma treliça. A massa de cada um dos conjuntos, ilustrados na Figura 15, era de 91,3 g.

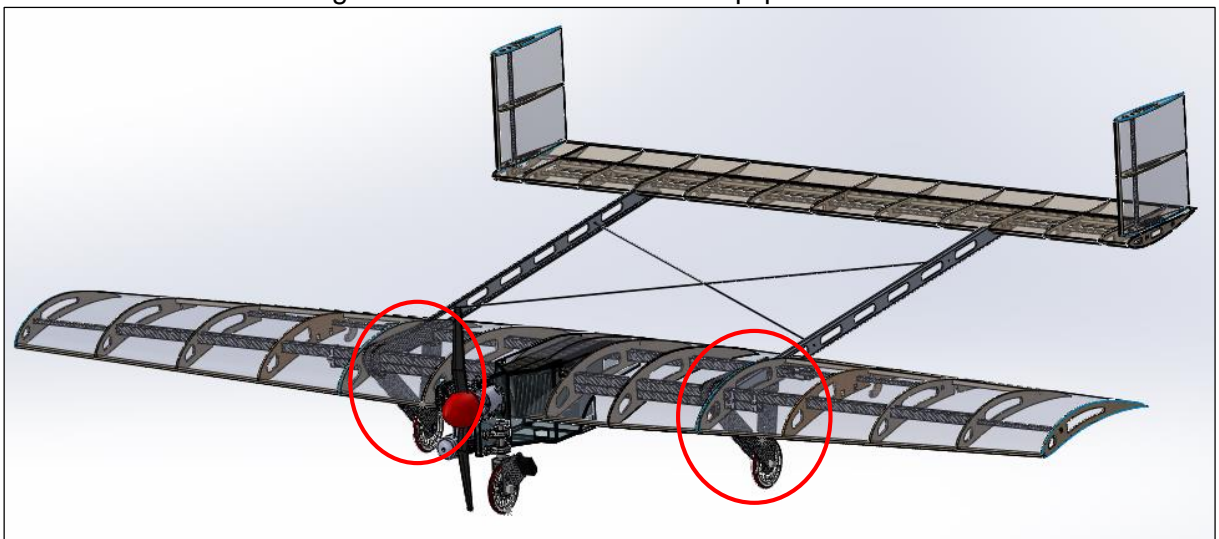
Figura 15 - Conjunto do trem de pouso principal da aeronave de 2020 da equipe Aerosul



Fonte: adaptado de Aerosul (2020).

Na Figura 16, está ilustrada a aeronave 2020 da equipe Aerosul, em que podem ser visualizados os dois conjuntos de trem de pouso montados nas longarinas da asa.

Figura 16 - Aeronave 2020 da Equipe Aerosul



Fonte: adaptado de Aerosul (2020).

### 3. MATERIAIS E MÉTODOS

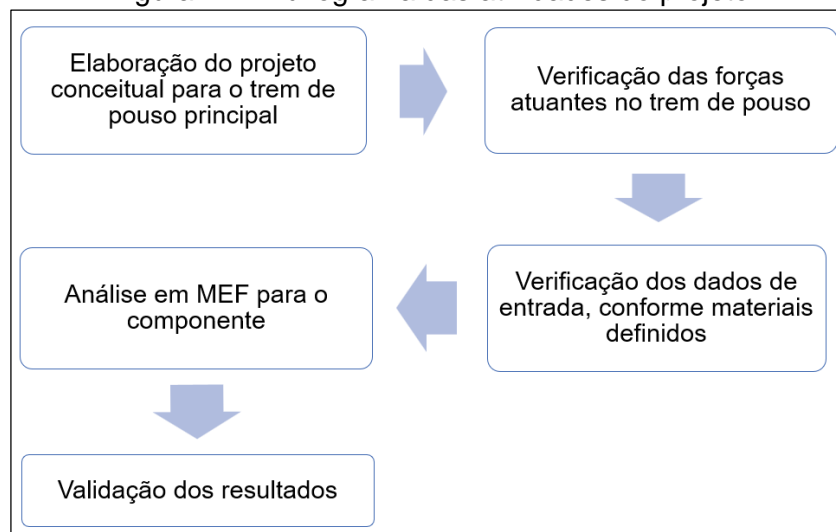
Nesse capítulo são apresentados os materiais e métodos utilizados ao longo da condução deste trabalho.

Como apresentado no capítulo anterior, os estudos relacionados ao trem de pouso das aeronaves têm seu direcionamento para solução de problemas estruturais causados pelo impacto do pouso e a necessidade de estabilidade da aeronave para uma decolagem bem sucedida.

A elaboração de um modelo de trem de pouso principal para imediata utilização, sem a execução dos testes completos, com toda a carga e nas situações críticas indicadas pelas normas, pode ocasionar falhas na sua operação. Desta forma, considerando o tempo escasso, é importante considerar a possibilidade da utilização de modelos conceituais já estudados.

Para o desenvolvimento do trabalho, foram seguidas as etapas apresentadas na Figura 17, que serão detalhadas na sequência.

Figura 17 - Fluxograma das atividades do projeto



Fonte: o autor (2021).

#### 3.1. TREM DE POUSO AVALIADO

Com base nos trabalhos apresentadas no Capítulo 2, foi definido um modelo de trem de pouso com a forma geométrica estudado por Reis Jr. (2016), mas com a estrutura de materiais compósitos proposta por Assumpção et al. (2010). Modelos semelhantes já foram utilizados pela equipe Aerosul em 2008 (trem comercial em arco, em liga de alumínio) e em 2009 e 2010 (fabricação própria em fibra de carbono). Porém nunca foram bipartidos, nem realizados estudos como os de Assumpção et al. (2010). Isso implicou em fluência do trem de



pouso na competição de 2010 por alta temperatura ambiente. Nos anos posteriores a equipe abandonou o conceito por questão de peso, tendo sempre optado por modelos rígidos.

Para a avaliação do componente deste estudo, apresentado na Figura 18, foi considerado as condições reais caso estivesse montado na aeronave da equipe Aerosul de 2020. Ao reproduzir uma situação de aterrissagem, através da simulação em MEF, mas utilizando o *software Femap*, foi possível avançar o estudo feito por Assumpção *et al.* (2010). O detalhamento do modelo está mostrado no Apêndice F.

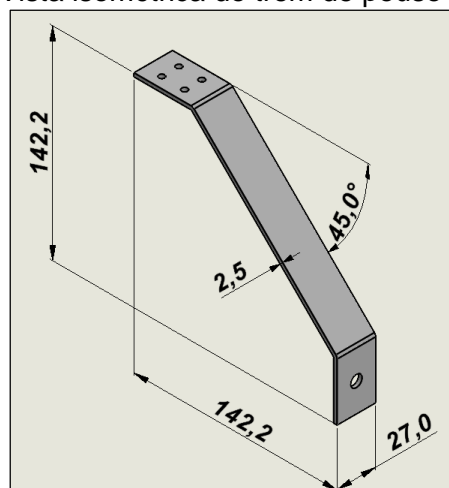
No presente trabalho as simulações foram realizadas por terceiro, com o acompanhamento do autor, devido à disponibilidade do *software*.

Além da condição de estudo citada acima, foram avaliados os seguintes requisitos gerais:

- a) simplicidade de fabricação;
- b) massa reduzida do conjunto;
- c) rigidez que o conjunto irá propiciar à aeronave durante a corrida de decolagem, para mínima variação possível do ângulo de incidência da asa;
- d) capacidade de absorção de impacto durante o pouso;
- e) custo de fabricação;
- f) versatilidade de aplicação em diferentes modelos de aviões.

Diante disso e como possibilidade de agrupar os estudos apresentados anteriormente, foram idealizadas 3 configurações de material. Cada modelo foi composto por diversas lâminas de fibras e matriz polimérica e as propriedades mecânicas para a configuração do material no *Femap* foram obtidas através de um *software online* e gratuito desenvolvido pelo grupo de estudo em materiais compósitos (GComp) da Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS), denominado MECH-Gcomp.

Figura 18 - Vista isométrica do trem de pouso desenvolvido



Fonte: o autor (2021).

Na Quadro 1, são apresentados os dados de entrada inseridos no MECH-Gcomp.

Quadro 1 - Dados de entrada dos modelos para o MECH-Gcomp

Modelo	Fibra	Matriz
01	Carbono T300	Epóxi MY750
02	Vidro-E	
03	Carbono T300	

Fonte: o autor (2021).

Foi gerada uma tabela de propriedades mecânicas para as lâminas de Carbono T300/Epóxi MY750 (APÊNDICE A) e Vidro-E/Epóxi MY750 (APÊNDICE B). Através da densidade de cada material, espessura e quantidade de lâminas, definições previstas para o processo da laminação (realizado de forma igual para as três situações) e com o volume obtido do modelo, obteve-se a massa de cada peça, indicado na Tabela 1.

Tabela 1 - Propriedades físicas dos modelos

Modelo	Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	Montagem do laminado	Espessura de cada lâmina [mm]	Volume do modelo [m <sup>3</sup> ]	Massa do modelo [kg]
01	1.606	[0;90] <sub>8</sub>	0,2	2,11 x 10 <sup>-5</sup>	33,9 x 10 <sup>-3</sup>
02	2.015	[0] <sub>16</sub>			42,9 x 10 <sup>-3</sup>
03	1.606				33,9 x 10 <sup>-3</sup>

Fonte: o autor (2021).

### 3.2. ANÁLISE ESTRUTURAL DO TREM DE POUSO

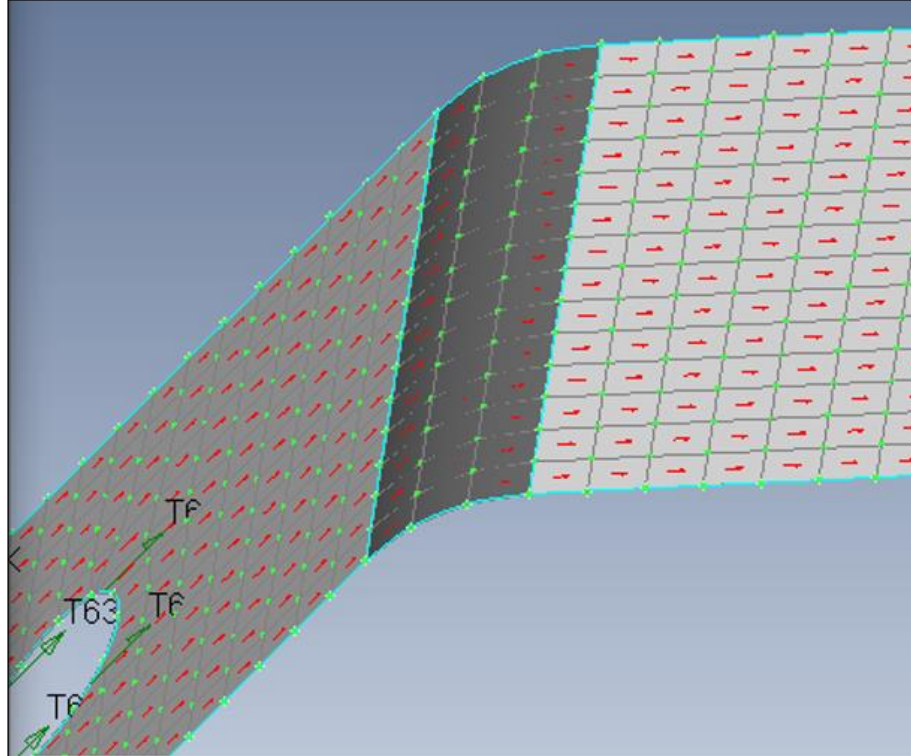
Nas simulações realizadas no *software Femap*, como ilustram as Figura 19 e Figura 20, as cargas oriundas das condições estática e dinâmica foram posicionadas na face interna da furação, onde é montada a roda, nos sentidos do seu eixo correspondente: força vertical positiva no eixo x e força horizontal positiva no eixo y (essa na condição dinâmica, perpendicular à força vertical em um plano longitudinal a peça) e foram engastadas as superfícies internas das quatro furações previstas para a fixação do trem de pouso na longarina da asa.

Para que as forças tenham a atuação correta, após a geração da malha, o *software* é configurado para que elas sejam coincidentes com o alinhamento das fibras do laminado, configurando o material compósito como ortotrópico. Portanto, as setas vermelhas da Figura 19, ilustram esse alinhamento em cada elemento finito.

Para a análise de cada um dos três modelos foram considerados dois cenários. O primeiro com a aeronave estática, considerando, além do seu peso próprio, a carga máxima que deveria comportar na decolagem, a soma total dessas massas é chamada de *MTOW*

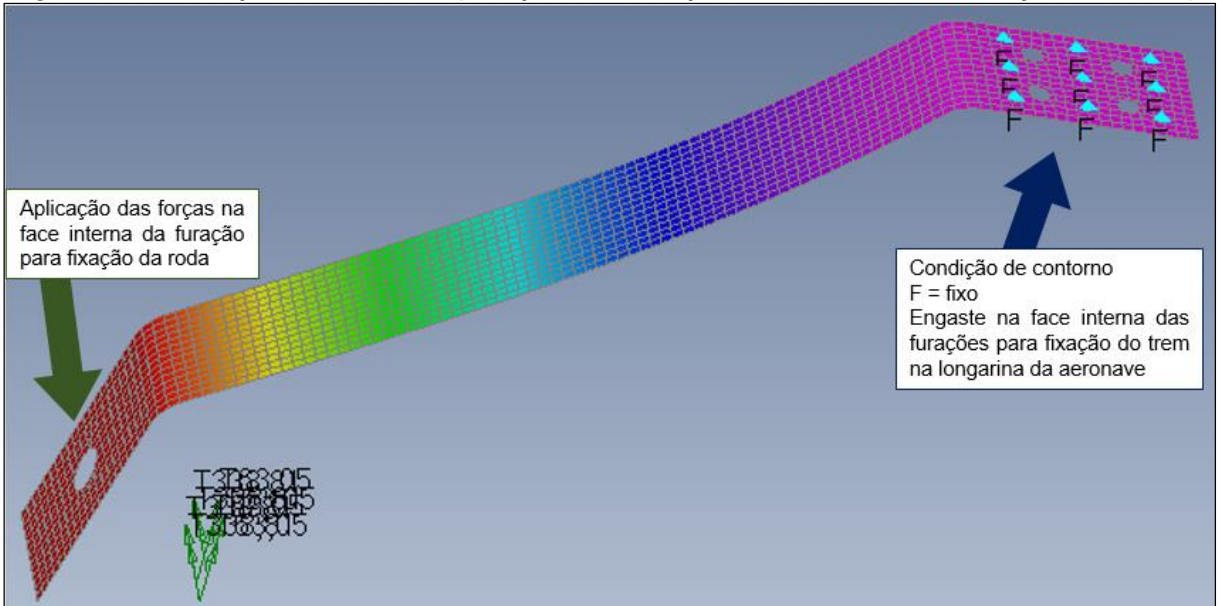
(Maximum Take-Off Weight). Já no segundo, foi considerado a situação mais crítica para o componente: o pouso sobre apenas uma roda do trem principal.

Figura 19 - Configuração dos elementos finitos da condição estática no Femap



Fonte: o autor (2021).

Figura 20 - Indicação do local de aplicação da condição de contorno e das forças no Femap



Fonte: o autor (2021).

## 4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo são apresentados os resultados e discussões obtidos durante a execução deste trabalho.

### 4.1. REDUÇÃO DE MASSA DO COMPONENTE

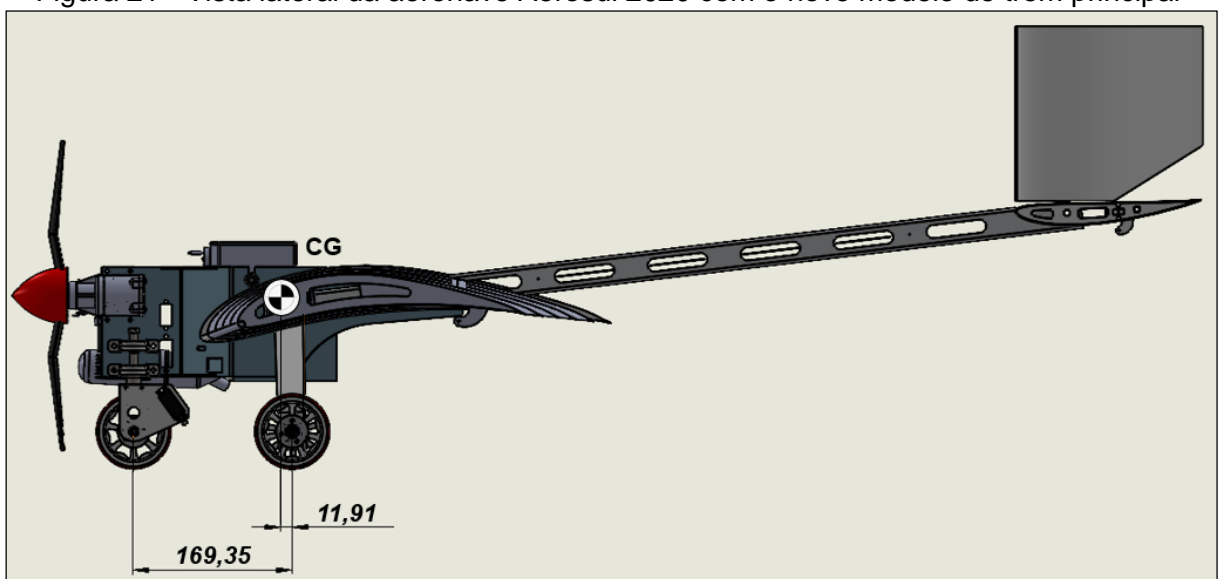
Como apresentado na Tabela 1, as massas para os Modelos 01 e 03 e, para o modelo 02, são respectivamente, 33,9 g e 42,5 g.

A redução de massa representa 62,9% para os modelos de fibra de carbono e, 53,5% para o de fibra de vidro em relação ao modelo rígido de 2020 (91,3 g).

### 4.2. CÁLCULOS DOS ESFORÇOS DO TREM DE POUSO

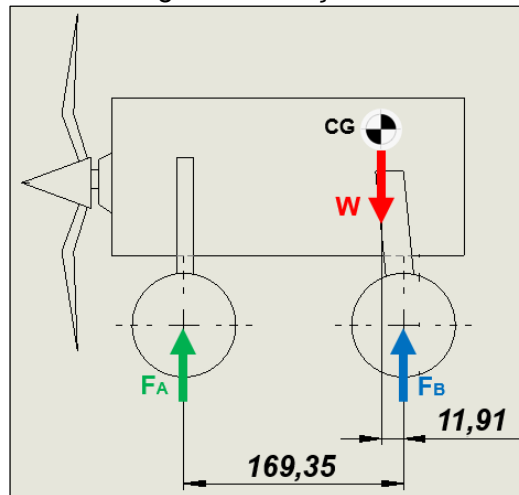
Com base na aeronave de 2020 da equipe Aerosul, que possuía o MTOW de 13,826 kg, foi verificado, através de cálculos de equilíbrio, a carga existente em uma roda do trem de pouso na situação estática, ou seja, quando a aeronave está em repouso. Na Figura 21, está apresentado uma vista lateral do projeto já com o modelo deste estudo e, na Figura 22 está ilustrado o Diagrama de Corpo Livre (DCL) para a situação estática e, abaixo, os cálculos de equilíbrio para a determinação de  $F_B$ .

Figura 21 - Vista lateral da aeronave Aerosul 2020 com o novo modelo de trem principal



Fonte: o autor (2021).

Figura 22 - DCL das cargas na situação da aeronave em repouso



Fonte: O autor (2021).

$$W = \text{MTOW} \cdot g = 13,826 \cdot 9,81 = 135,63 \text{ N}$$

$$+ \cup \Sigma M_A = 0; \quad [W \cdot (169,35 - 11,91)] - (F_B \cdot 169,35) = 0$$

$$F_B = \frac{135,63 \cdot 157,44}{169,35} = 126,09 \text{ N}$$

$$F_{\text{atuante, E}} = \frac{F_B}{2 \text{ rodas}} = F_{\text{atuante, E}} = 63,05 \text{ N}$$

Já na situação dinâmica, considerando a condição mais crítica (pouso em apenas uma roda do trem de pouso principal), o cálculo das forças resultantes é realizado separadamente para as componentes vertical e horizontal, através das Equações 9 e 10, e mostrado abaixo.

$$F_{VP1} = W \times 2,67 = 117,82 \times 2,67 = 314,58 \text{ N}$$

$$F_{HP1} = 0,40 \times 314,58 = 125,83 \text{ N}$$

#### 4.3. RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES EM MEF

Nas análises estruturais obtidas pelo *Femap*, foram observados, no pós-processamento os seguintes dados de saída: deslocamento total ( $\Delta_T$ ) e vertical ( $\Delta_V$ ) e o critério de falha Tsai-Wu. Os deslocamentos são apresentados em milímetros e o critério de falha é adimensional.

As imagens das simulações realizadas estão nos APÊNDICE C, APÊNDICE D e APÊNDICE E, para os Modelos 1, 2 e 3, respectivamente.

O resumo dos resultados de todos os modelos é apresentado na Tabela 2.

Tabela 2 - Dados de saída da análise estrutural por MEF do trem de pouso

Modelo	Condição Estática			Condição Dinâmica		
	$\Delta_T$ [mm]	$\Delta_V$ [mm]	Critério de Falha Tsai-Wu [< 1]	$\Delta_T$ [mm]	$\Delta_V$ [mm]	Critério de Falha Tsai-Wu [< 1]
01	13,15	7,93	0,37	108,88	60,66	6,12
02	23,25	13,09	0,04	179,56	100,11	0,72
03	7,39	4,17	0,06	57,12	31,88	0,86

Fonte: o autor (2021).

A partir destes dados é possível observar que, apenas pela a condição estática, todos os modelos podem ser utilizados, já que os valores para o critério de falha de Tsai-Wu são inferiores a 1 e, apesar do Modelo 02 apresentar um deslocamento total de 23,25 mm, sob a ótica da componente vertical, haveria um deslocamento de 13,09 mm, que representa redução de 9% da altura da peça.

Entretanto, analisando a condição dinâmica, iniciando pelo Critério de Falha, e considerando a geometria as dimensões do modelo analisado, não é possível a utilização do Modelo 01 pelo critério de falha não ter sido atendido. Para o Modelo 02, apesar de ter o menor resultado do critério de falha, seu deslocamento vertical representa mais de 70% de redução da sua altura, fazendo com que a roda toque na asa. Já o Modelo 03 atende ao fator de segurança determinado por Tsai-Wu e tem uma redução de 22% da altura, podendo ser utilizado na aeronave.

Para a aplicação dos Modelos 01 e 02, considerando que o custo de fabricação do modelo em fibra de vidro neste processo de laminação é menor do que os modelos em fibra de carbono, sugere-se verificar a alteração das dimensões, reforços na geometria e/ou material empregado e, conseqüentemente uma nova avaliação estrutural.

#### 4.4. CÁLCULO DA VARIAÇÃO DO ÂNGULO DE INCIDÊNCIA DA AERONAVE

Observando o deslocamento vertical obtido nos modelos na condição estática, pode-se verificar, para cada material, qual seria a variação no ângulo de incidência da asa.

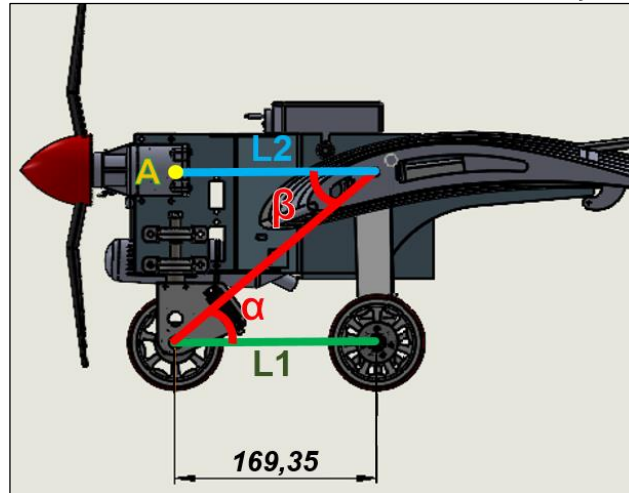
Para isso, como mostra a Figura 23, deve ser considerado que, as linhas L1 e L2 sempre terão o mesmo comprimento e que o ponto A permanece fixo. A linha L2 representa o eixo longitudinal da aeronave, que forma com a corda da asa o ângulo de incidência.

Na Tabela 3, está apresentado o cálculo para a variação do ângulo de incidência da asa, para cada modelo do trem de pouso. A menor variação no ângulo, visto que é diretamente proporcional ao deslocamento vertical, é visualizada no Modelo 03. A maior, no 02.

Apesar de ser desejável a menor variação no ângulo de incidência da asa para melhor desempenho da aeronave na decolagem, as variações também contribuem para

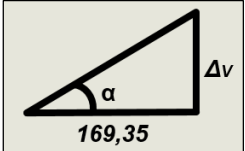
reduzir a vibração transmitida a ela, que pode causar afrouxamento de parafusos e/ou soltura de componentes. Tais fatos já ocorreram com a equipe. Mas é interessante que o uso de amortecimento seja analisado.

Figura 23 - Detalhe da vista lateral da aeronave com relação trigonométrica



Fonte: o autor (2021).

Tabela 3 - Cálculo da variação do ângulo de incidência da asa

Relação Trigonométrica	Modelo	$\Delta v$ (mm)	$\Delta\alpha$ (°)
 $\alpha = \arctg\left(\frac{\Delta v}{169,35}\right)$	01	7,93	2,68
	02	13,09	4,42
	03	4,171	1,41

Fonte: o autor (2021).

## 5. CONCLUSÃO

Após a realização deste trabalho, conclui-se que é possível aplicar um modelo de trem de pouso padrão em uma aeronave da competição SAE Aerodesign, a partir de sua avaliação estrutural. Além de atingir o objetivo principal, o estudo também teve êxito nos objetivos específicos, pois avaliou materiais com características diferentes dos já utilizados pela equipe em outras edições e permanece de acordo com o regulamento do programa e com as normas FAR.

Dos resultados observados, é oportuno evidenciar as seguintes conclusões:

- em um comparativo com a aeronave de 2020 da equipe Aerosul: a utilização de materiais compósitos laminados para o trem de pouso reduziu mais de 62% do peso;
- a simplicidade do perfil do trem de pouso possibilita um menor arrasto aerodinâmico durante o voo e a quantidade reduzida de peças necessárias para a fabricação deste componente evita o desperdício de tempo;
- a análise estrutural em MEF com um *software* preparado para o processamento (pré e pós) de materiais compósitos é essencial para verificar resultados mais assertivos para o componente;
- o sentido de laminação das fibras no material compósito foi determinante para definição do modelo que seria possível utilizar na aeronave, visto que, quando as fibras estão concentradas na direção da maior carga, a redução na altura da peça, pela compressão causada no impacto do pouso, foi reduzida pela metade, em relação ao componente que possuía as fibras bidirecionais;

Por fim, para trabalhos futuros propõe-se dar sequência ao estudo a partir dos tópicos abaixo:

- fabricação dos componentes para a realização de ensaios de validação das análises numéricas;
- estudo da energia específica de cada material empregado;
- estudo de otimização topológica do trem de pouso principal;
- análise estrutural para o trem de pouso dianteiro.



## REFERÊNCIAS

- ABELING, Ariel. **Dimensionamento de um Conjunto de Trem de Pouso para Aerodesign**. 2016. 82 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica. Faculdade Horizontina, Horizontina, 2016.
- ALVES, A. F., **Elementos Finitos A Base da Tecnologia CAE**. São Paulo: Ed. Érica, 2000.
- ALVES, Lucas Máximo. **Método de Elementos Finitos**. 2007. 438 f. Tese (Doutorado) - Curso de Doutorado do Programa de Pós-Graduação em Métodos Numéricos, Departamento de Engenharia Civil e de Matemática, Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2007.
- ANDERSON JUNIOR, John David. **Aircraft performance and design**. New Delhi: Tata Mcgraw Hill, 1999.
- ANTONOV Airlines: AN-225 MRIYA. Disponível em: <https://www.antonov-airlines.com/our-fleet/an-225>. Acesso em: 17 maio 2020.
- ASSUMPÇÃO, M. E. *et al.* Projeto Estrutural de um Trem de Pouso para uma Aeronave Rádio-Controlada. In: SIMPÓSIO DE MECÂNICA COMPUTACIONAL, 9., 2010, Vitória. **Anais [...]**. Vitória: ABMEC, 2010. p. 1-8.
- BORDIGNON, Daniel C. **Desenvolvimento de Sistema de Amortecimento para Aeronave não Tripulada do Projeto Aerodesign**. 2015. 76 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica. Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2015.
- CHEN, X. *et al.* Rationalized improvement of Tsai–Wu failure criterion considering different failure modes of composite materials. **Composite Structures**. v. 256. October 2020, 2020.
- CURREY, N. S. **Aircraft Landing Gear Design**. Washington DC: AIAA, 1988.
- FAA. **Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe Volume 1**. Washington, U.S. Department of Transportation, 2012.
- FAA. **Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Volume 2**. Washington, U.S. Department of Transportation, 2018.
- FAA. **FAR-PART 23**, Part 23: Airworthiness Standards: Acrobat Category Airplanes. 2002.
- FATOR DE CARGA. In: **ANACpédia**. ANAC, 2020. Disponível em: [https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por\\_ing/tr2173.htm](https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por_ing/tr2173.htm). Acesso em: 01 jun. 2020.
- GAMA COMPOSITES: GB1 Game Bird. Disponível em: <https://gamecomposites.com/gb1/>. Acesso em: 26 maio 2020.
- GOMES, Paula Graziela Batista. **Análise teórica da determinação do atrito de rolamento para Aerodesign**. 2018. 41 f. TCC (Graduação) - Curso de Ciência e Tecnologia, Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Caraúbas, 2018.
- HEARN, E. J. **Mechanics of Materials 2: the mechanics of elastic and plastic deformation of solids and structural materials**. 3. ed. Johannesburg: Elsevier, 1997.

- HOMA, Jorge M. **Aerodinâmica e Teoria de Voo**: noções básicas. 28. ed. São Paulo: Asa, 2010.
- HOMA, Jorge M. **Aeronaves e Motores**: conhecimentos técnicos. 27. ed. São Paulo: Asa, 2007.
- KUNDU, A. K. **Aircraft Design**. Nova Iorque: Cambridge University Press, 2010.
- LAGE, Vitor Hugo A. C. **Avaliação de Diferentes Métodos de Processamento de Compósitos de Matriz Polimérica Termorrígida Reforçada por Fibras**. 2018. 76 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia de Materiais, Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2018.
- MACHADO, J. J. M. et al. Improvement in impact strength of composite joints for the automotive industry. **Composites Part B: Engineering**, v. 138, n. November 2017, p. 243–255, 2018.
- NEPOMUCENO, Erivelton G. **Métodos Numericos**: Método dos Elementos Finitos. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica. 2015. Universidade de São João Del-Rei, São João Del-Rei, 2015.
- NOGUEIRA, Rodrigo Rodrigues. **Determinação da Carga Útil Transportada de uma Aeronave Cargueira Monomotora Através da Análise das Forças Atuantes Durante a Decolagem**. 2016. 52 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Caraúbas, 2016.
- PESCADOR, Gabriel H. **Otimização Topológica da Fuselagem de uma Aeronave da Competição SAE Brasil Aerodesign**. 2019. 42 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2019.
- Portal SAE Brasil. **Programas Estudantis**. Disponível em: <http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis>. Acesso em: 25 mar. 2020.
- PAZMANY, L., **Light Airplane Design**. San Diego, California: Pazmany Aircraft Corp., 1963.
- RAYMER, P. D. **Aircraft Design: A Conceptual Approach** - AIAA Education Series. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989.
- REIS JUNIOR, Pedro dos. **Avaliação Estrutural do Trem de Pouso Triciclo Fixo do Aero-Modelo Cirrus**. 2016. 59f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2016.
- REN, P. et al. Experimental investigation on dynamic failure of carbon/epoxy laminates under underwater impulsive loading. **Marine Structures**, v. 59, p. 285–300, 2018.
- RODRIGUES. L. E. M. J., **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign**: Aerodinâmica e Desempenho Volume 1. Salto: [s.n.], 2014a.
- RODRIGUES. L. E. M. J., **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign**: Estabilidade e Estruturas Volume 2. Salto: [s.n.], 2014b.
- SAE BRASIL (Brasil). **Regulamento da 22ª Competição SAE Brasil AeroDesign**. 2020. Disponível em: <[http://saebrasil.org.br/2020/Aero2020/Regulamento\\_SAE\\_BRASIL\\_AeroDesign\\_2020\\_Rev02.pdf](http://saebrasil.org.br/2020/Aero2020/Regulamento_SAE_BRASIL_AeroDesign_2020_Rev02.pdf)>. Acesso em: 21 maio 2020.

STINTON, D. **The Design of the Airplane**. Londres: BSP Professional Books, 1983.

SUZANO, Márcio Alves. **Conhecimentos Gerais de Aeronaves**. 2. ed. Rio de Janeiro: Interciência, 2011.

VARGAS JUNIOR, Luiz Sérgio Sena de. **Avaliação de uma suspensão aplicada ao trem de pouso de uma aeronave da competição Aerodesign**. 2018. 93 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2018.

VAZ, Luiz E. **Método dos elementos finitos em análise de estruturas**. Rio de Janeiro: Elsevier, 2011.

ZIMMERMANN, R.; ROLFES, R. POSICOSS - Improved postbuckling simulation for design of fiber composite stiffened fuselage structures. **Composite Structures**, v. 73, n. 2, o. 171-174, 2006.

## APÊNDICE A - PROPRIEDADES MECÂNICAS PARA O COMPÓSITO CARBONO T300/ EPÓXI MY750 COM O SOFTWARE MECH-GCOMP

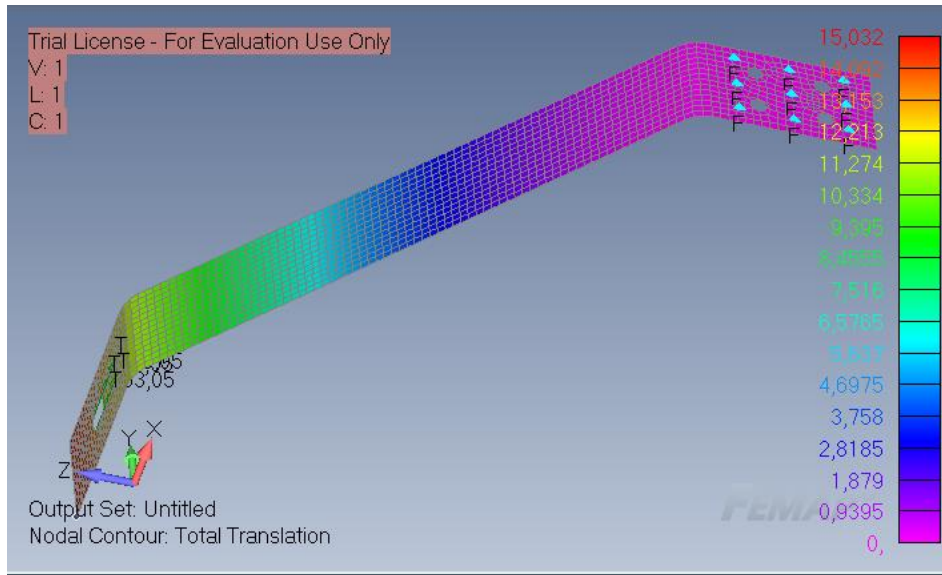
	Valor	Comentário
Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	1.606e+03	Lei das misturas
$E_1$ [Pa]	1.592e+11	Lei das misturas
$E_2$ [Pa]	1.030e+10	Segundo Kaw
$E_3$ [Pa]	1.030e+10	Segundo Kaw
$G_{12}$ [Pa]	3.333e+09	Lei das misturas
$G_{13}$ [Pa]	3.333e+09	Lei das misturas
$\nu_{12}$	0.247	Lei das misturas
$\nu_{13}$	0.247	Lei das misturas
$\nu_{21}$	0.016	Lei das misturas
$\sigma^T_1$ [Pa]	2.433e+09	Segundo Matthews e Rawlings
$\sigma^T_2$ [Pa]	7.113e+07	Segundo Chamis
$\sigma^T_2$ [Pa]	1.965e+07	Fator concentração de tensão, segundo Kies
$\sigma^T_2$ [Pa]	6.393e+06	Fator magnificação de deformação, segundo Kies
$\sigma^T_2$ [Pa]	2.918e+07	Segundo Nielsen
$\sigma^c_1$ [Pa]	1.493e+09	Falha por compressão na fibra
$\sigma^c_1$ [Pa]	1.178e+09	Falha por cisalhamento ou delaminação, segundo Chamis
$\sigma^c_1$ [Pa]	3.333e+09	Falha por microbuckling, segundo Chamis
$\sigma^c_1$ [Pa]	3.240e+10	Falha por microbuckling, segundo Rosen
$\sigma^c_1$ [Pa]	3.932e+09	Falha por cisalhamento, segundo Rosen
$\sigma^c_2$ [Pa]	1.067e+08	Segundo Chamis
$\tau_{12}$ [Pa]	9.785e+07	Segundo Chamis
$\epsilon^T_1$ [%]	1.528e+00	Considerando regime linear elástico
$\epsilon^T_2$ [%]	6.907e-01	Considerando $\sigma^T_2$ de Chamis
$\epsilon^T_2$ [%]	2.834e-01	Considerando $\sigma^T_2$ de Nielsen
$\epsilon^c_1$ [%]	9.379e-01	Considerando falha por compressão na fibra
$\epsilon^c_1$ [%]	7.403e-01	Considerando $\sigma^c_1$ de Chamis, delaminação
$\epsilon^c_1$ [%]	2.094e+00	Considerando $\sigma^c_1$ de Chamis, microbuckling
$\epsilon^c_1$ [%]	2.035e+01	Considerando $\sigma^c_1$ de Rosen, microbuckling
$\epsilon^c_1$ [%]	2.470e+00	Considerando $\sigma^c_1$ de Rosen, cisalhamento
$\epsilon^c_2$ [%]	1.036e+00	Considerando $\sigma^c_2$ de Chamis
$\gamma_{12}$ [%]	2.935e+00	
$V_{min}$ [%]	8.095e-01	Fração volumétrica mínima, segundo Kaw
$V_{crit}$ [%]	8.281e-01	Fração volumétrica crítica, segundo Kaw
$P_f/P_m$	1.497e+02	Carga na fibra / carga na matriz
$P_f/P_c$	9.934e-01	Carga na fibra / carga no compósito
$\alpha_1$ [m/(m·K)]	-3.104e-07	Segundo Tsai e Hahn
$\alpha_2$ [m/(m·K)]	2.420e-05	Segundo Tsai e Hahn
$\beta_1$ [m/(m·%m)]	4.274e-05	Segundo Tsai e Hahn, considerando $\beta_1$ da fibra = 0
$\beta_1$ [m/(m·%m)]	Dados insuficientes!	Segundo Tsai e Hahn
$\beta_2$ [m/(m·%m)]	2.732e-03	Segundo Tsai e Hahn, considerando $\beta_1$ da fibra = 0
$\beta_2$ [m/(m·%m)]	2.925e-04	Segundo Weeton, Peters e Thomas, considerando $\beta_1$ da fibra = 0
$\beta_2$ [m/(m·%m)]	Dados insuficientes!	Segundo Tsai e Hahn
$k_1$ [W/(m·K)]	7.224e+00	Segundo Rosen
$k_2$ [W/(m·K)]	6.088e-01	Segundo Rosen
$c$ [J/(kg·K)]	Dados insuficientes!	Segundo Chamis

## APÊNDICE B - PROPRIEDADES MECÂNICAS PARA O COMPÓSITO VIDRO-E/ EPÓXI MY750 COM O SOFTWARE MECH-GCOMP

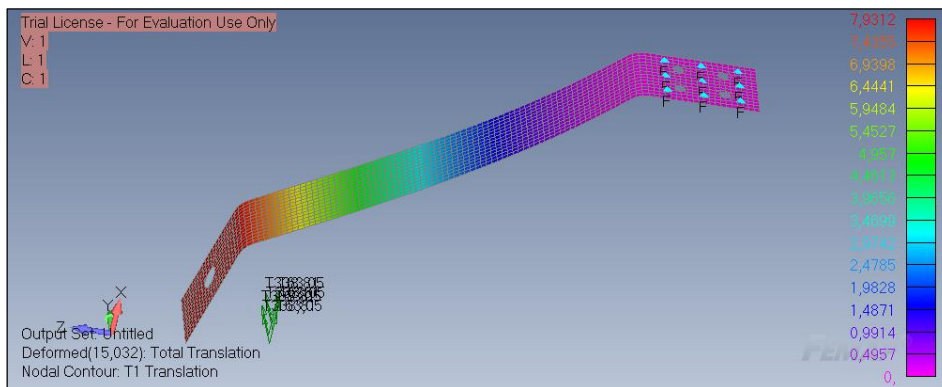
	Valor	Comentário
Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	2.015e+03	Lei das misturas
$E_1$ [Pa]	4.605e+10	Lei das misturas
$E_2$ [Pa]	7.920e+09	Segundo Kaw
$E_3$ [Pa]	7.920e+09	Segundo Kaw
$G_{12}$ [Pa]	2.953e+09	Lei das misturas
$G_{13}$ [Pa]	2.953e+09	Lei das misturas
$\nu_{12}$	0.259	Lei das misturas
$\nu_{13}$	0.259	Lei das misturas
$\nu_{21}$	0.045	Lei das misturas
$\sigma^T_1$ [Pa]	1.299e+09	Segundo Matthews e Rawlings
$\sigma^T_2$ [Pa]	6.678e+07	Segundo Chamis
$\sigma^T_2$ [Pa]	3.073e+07	Fator concentração de tensão, segundo Kies
$\sigma^T_2$ [Pa]	1.300e+07	Fator magnificação de deformação, segundo Kies
$\sigma^T_2$ [Pa]	2.922e+07	Segundo Nielsen
$\sigma^c_1$ [Pa]	8.764e+08	Falha por compressão na fibra
$\sigma^c_1$ [Pa]	1.139e+09	Falha por cisalhamento ou delaminação, segundo Chamis
$\sigma^c_1$ [Pa]	2.953e+09	Falha por microbuckling, segundo Chamis
$\sigma^c_1$ [Pa]	1.358e+10	Falha por microbuckling, segundo Rosen
$\sigma^c_1$ [Pa]	3.134e+09	Falha por cisalhamento, segundo Rosen
$\sigma^c_2$ [Pa]	1.002e+08	Segundo Chamis
$\tau_{12}$ [Pa]	9.390e+07	Segundo Chamis
$\epsilon^T_1$ [%]	2.822e+00	Considerando regime linear elástico
$\epsilon^T_2$ [%]	8.432e-01	Considerando $\sigma^T_2$ de Chamis
$\epsilon^T_2$ [%]	3.690e-01	Considerando $\sigma^T_2$ de Nielsen
$\epsilon^c_1$ [%]	1.903e+00	Considerando falha por compressão na fibra
$\epsilon^c_1$ [%]	2.473e+00	Considerando $\sigma^c_1$ de Chamis, delaminação
$\epsilon^c_1$ [%]	6.412e+00	Considerando $\sigma^c_1$ de Chamis, microbuckling
$\epsilon^c_1$ [%]	2.949e+01	Considerando $\sigma^c_1$ de Rosen, microbuckling
$\epsilon^c_1$ [%]	6.807e+00	Considerando $\sigma^c_1$ de Rosen, cisalhamento
$\epsilon^c_2$ [%]	1.265e+00	Considerando $\sigma^c_2$ de Chamis
$\gamma_{12}$ [%]	3.180e+00	
$V_{min}$ [%]	0	Fração volumétrica mínima, segundo Kaw
$V_{crit}$ [%]	0	Fração volumétrica crítica, segundo Kaw
$P_f/P_m$	3.375e+01	Carga na fibra / carga na matriz
$P_f/P_c$	9.712e-01	Carga na fibra / carga no compósito
$\alpha_1$ [m/(m·K)]	6.428e-06	Segundo Tsai e Hahn
$\alpha_2$ [m/(m·K)]	3.286e-05	Segundo Tsai e Hahn
$\beta_1$ [m/(m·%m)]	1.853e-04	Segundo Tsai e Hahn, considerando $\beta_1$ da fibra = 0
$\beta_1$ [m/(m·%m)]	Dados insuficientes!	Segundo Tsai e Hahn
$\beta_2$ [m/(m·%m)]	3.391e-03	Segundo Tsai e Hahn, considerando $\beta_1$ da fibra = 0
$\beta_2$ [m/(m·%m)]	3.884e-04	Segundo Weeton, Peters e Thomas, considerando $\beta_1$ da fibra = 0
$\beta_2$ [m/(m·%m)]	Dados insuficientes!	Segundo Tsai e Hahn
$k_1$ [W/(m·K)]	8.648e-01	Segundo Rosen
$k_2$ [W/(m·K)]	4.093e-01	Segundo Rosen
$c$ [J/(kg·K)]	1.761e+03	Segundo Chamis

## APÊNDICE C - RESULTADOS DA SIMULAÇÃO NUMÉRICA ESTRUTURAL ESTÁTICA E DINÂMICA PARA O MODELO 01

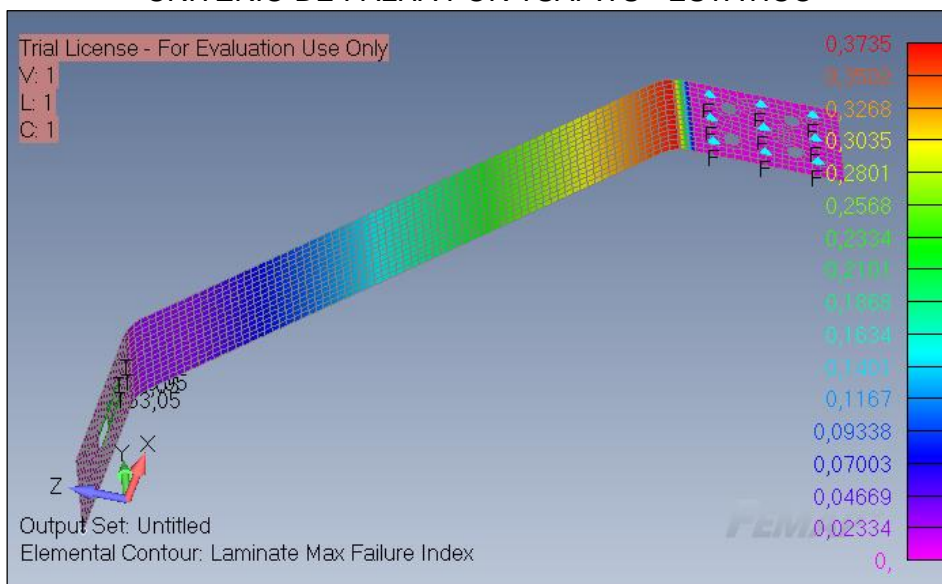
### DESLOCAMENTO TOTAL - ESTÁTICO



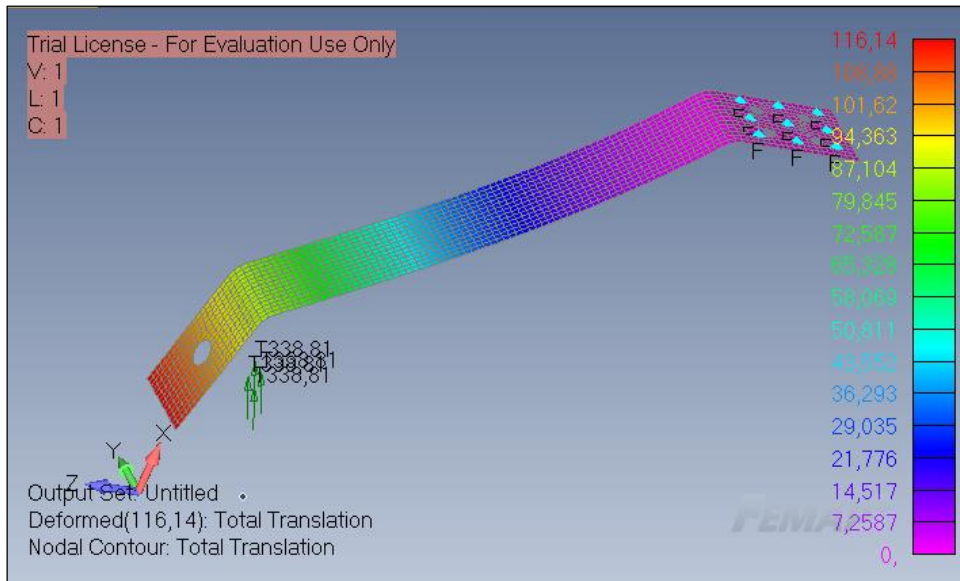
### DESLOCAMENTO VERTICAL - ESTÁTICO



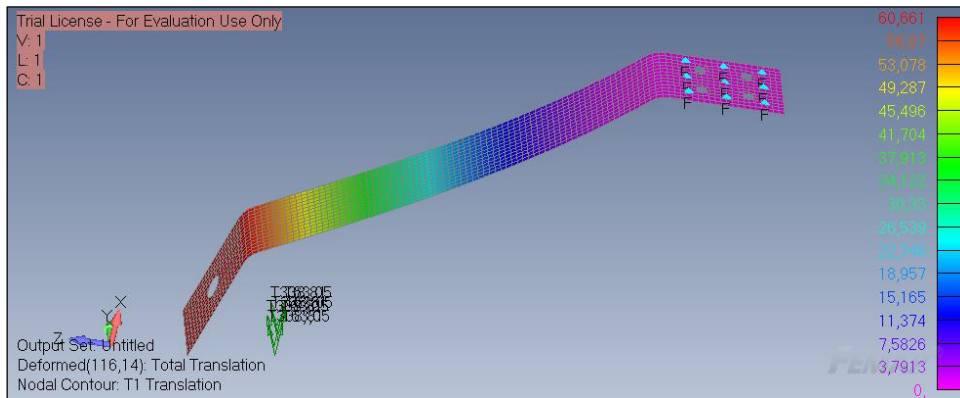
### CRITÉRIO DE FALHA POR TSAI-WU - ESTÁTICO



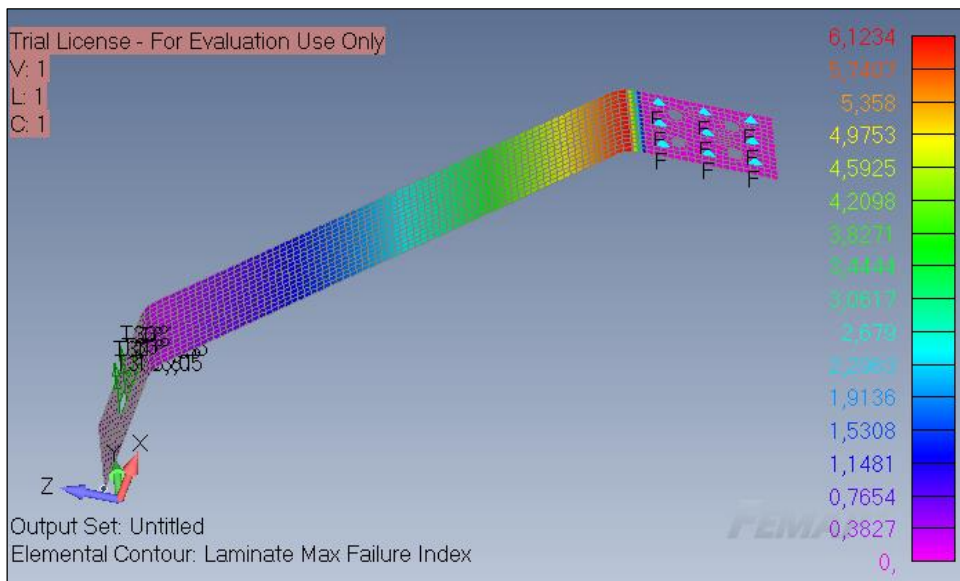
### DESLOCAMENTO TOTAL - DINÂMICO



### DESLOCAMENTO VERTICAL - DINÂMICO

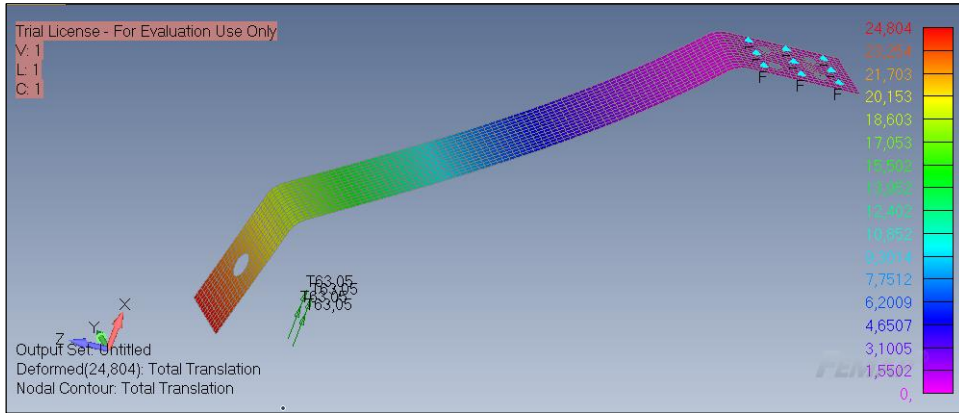


### CRITÉRIO DE FALHA POR TSAI-WU - DINÂMICO

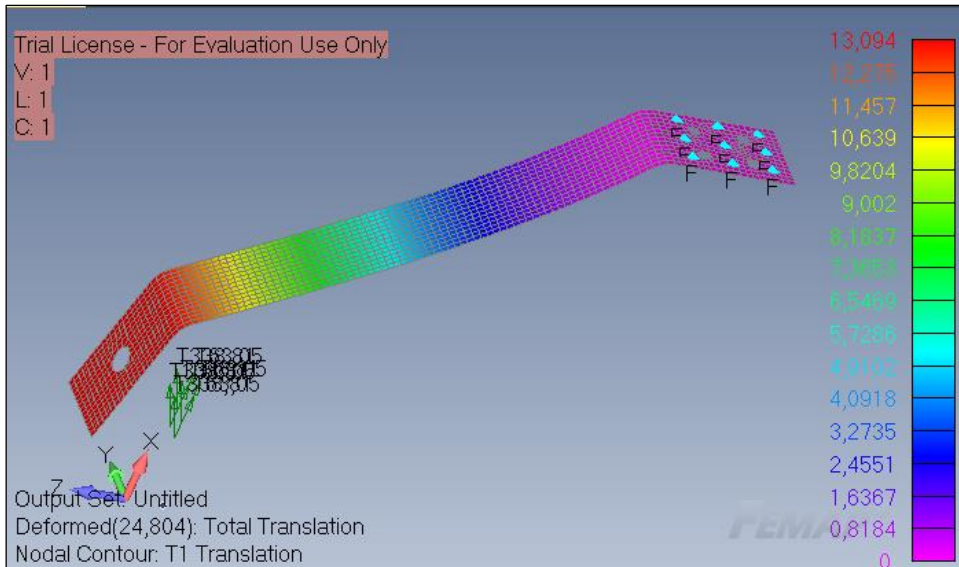


## APÊNDICE D - RESULTADOS DA SIMULAÇÃO ESTRUTURAL ESTÁTICA E DINÂMICA PARA O MODELO 02

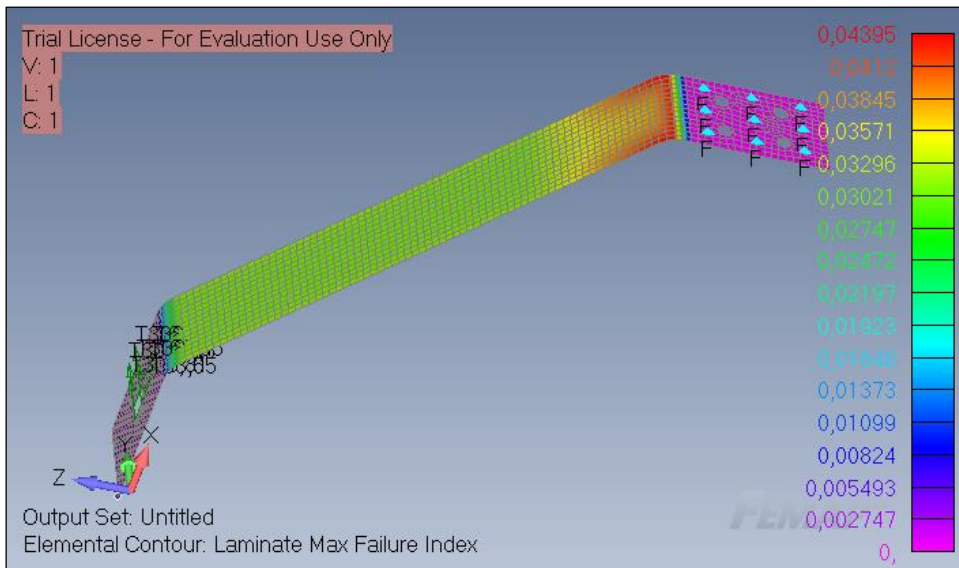
### DESLOCAMENTO TOTAL - ESTÁTICO



### DESLOCAMENTO VERTICAL - ESTÁTICO

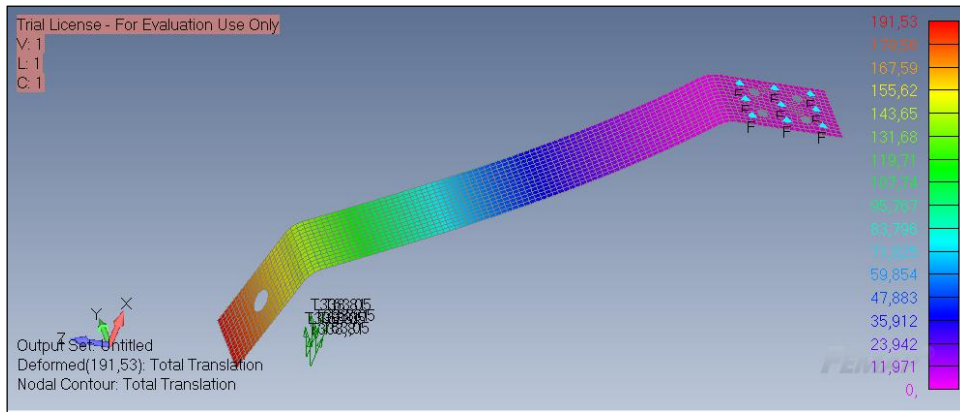


### CRITÉRIO DE FALHA POR TSAI-WU - ESTÁTICO

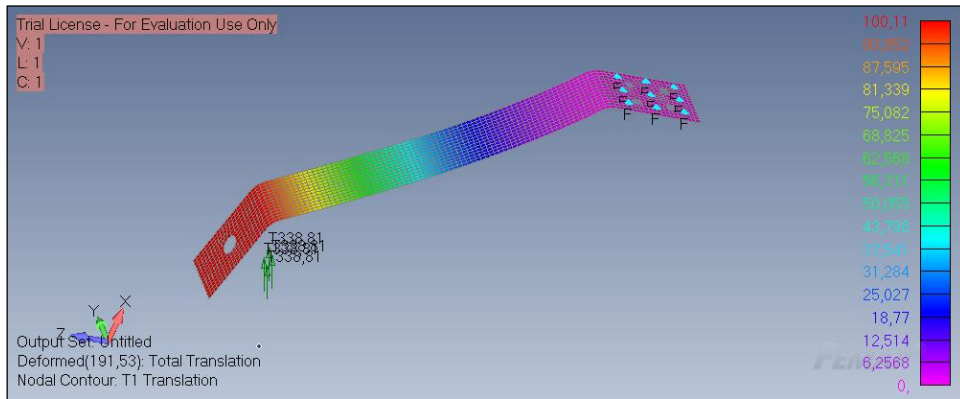




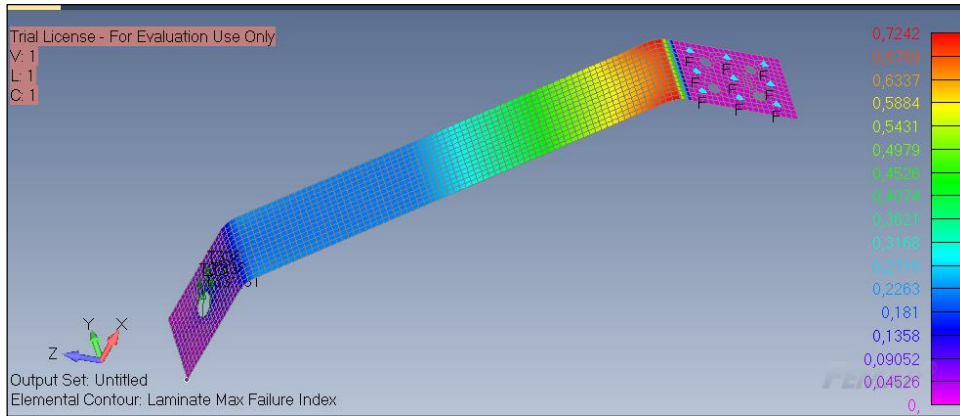
### DESLOCAMENTO TOTAL - DINÂMICO



### DESLOCAMENTO VERTICAL - DINÂMICO

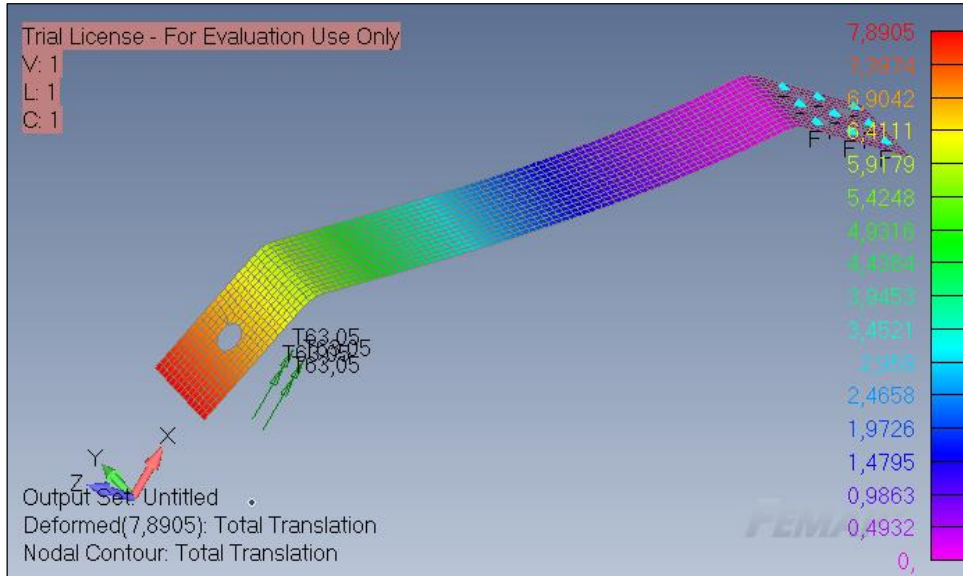


### CRITÉRIO DE FALHA POR TSAI-WU - DINÂMICO

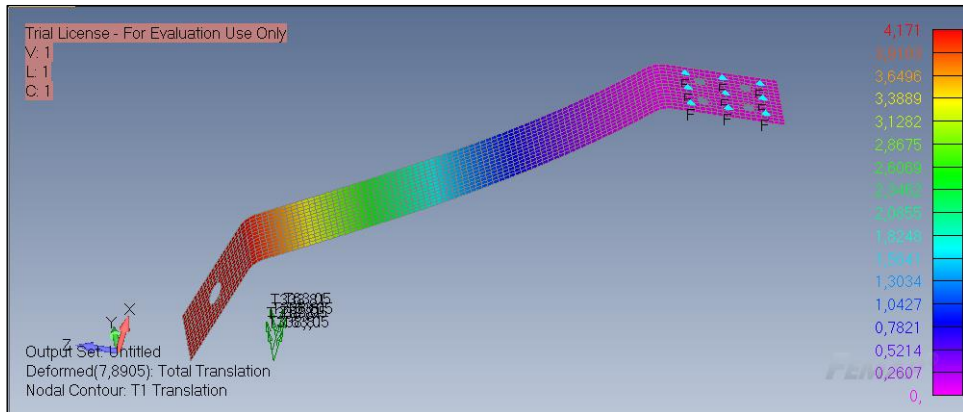


## APÊNDICE E - RESULTADOS DA SIMULAÇÃO ESTRUTURAL ESTÁTICA E DINÂMICA PARA O MODELO 03

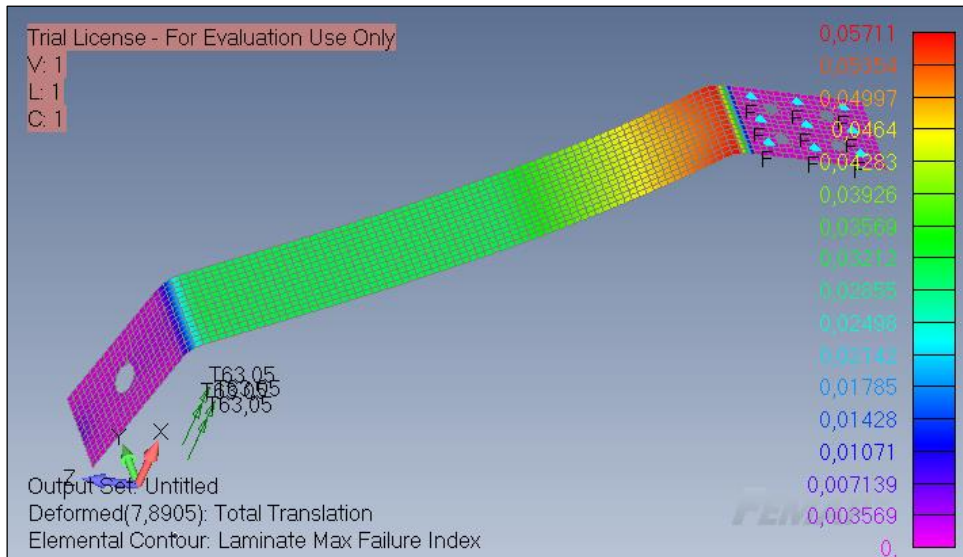
### DESLOCAMENTO TOTAL - ESTÁTICO



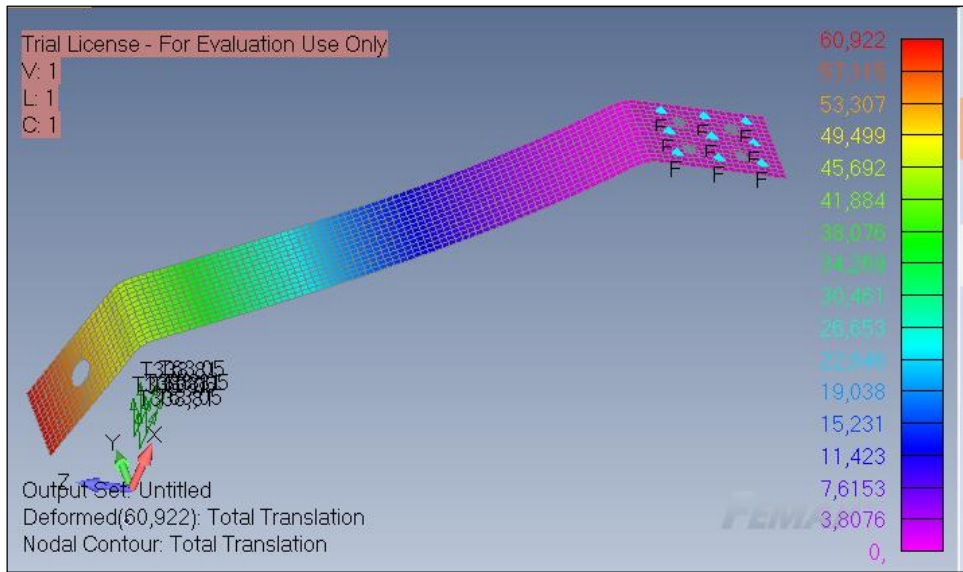
### DESLOCAMENTO VERTICAL - ESTÁTICO



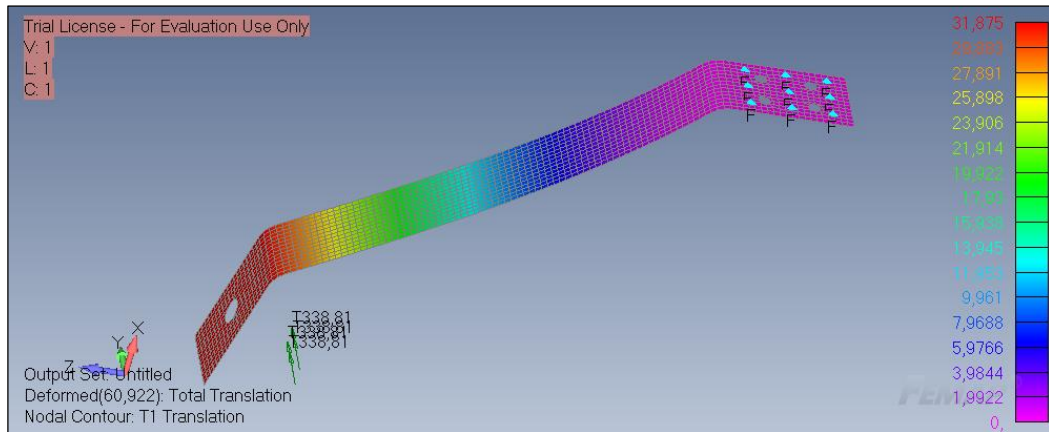
### CRITÉRIO DE FALHA POR TSAI-WU - ESTÁTICO



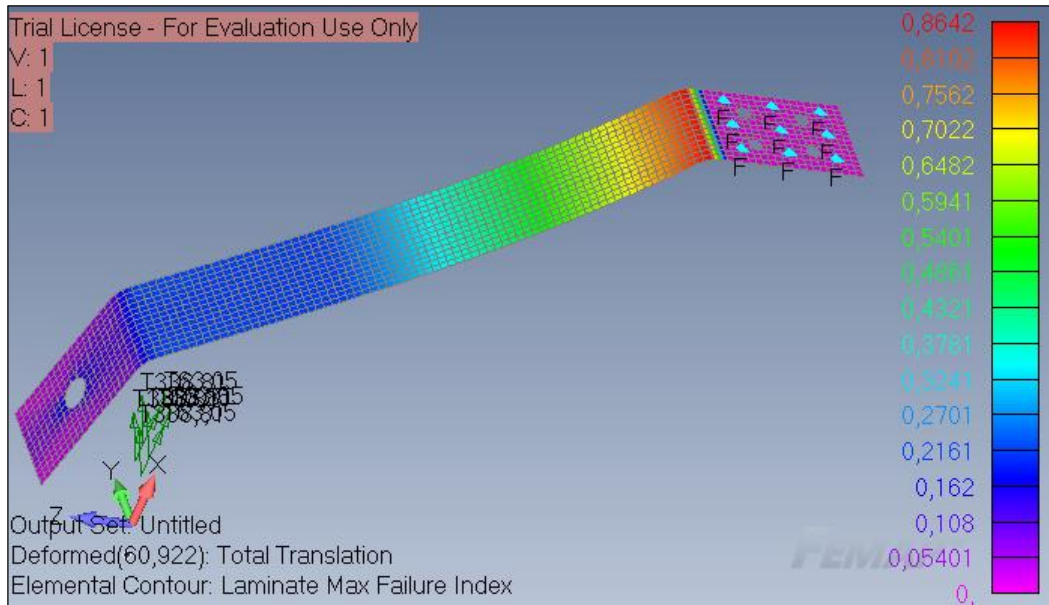
### DESLOCAMENTO TOTAL - DINÂMICO



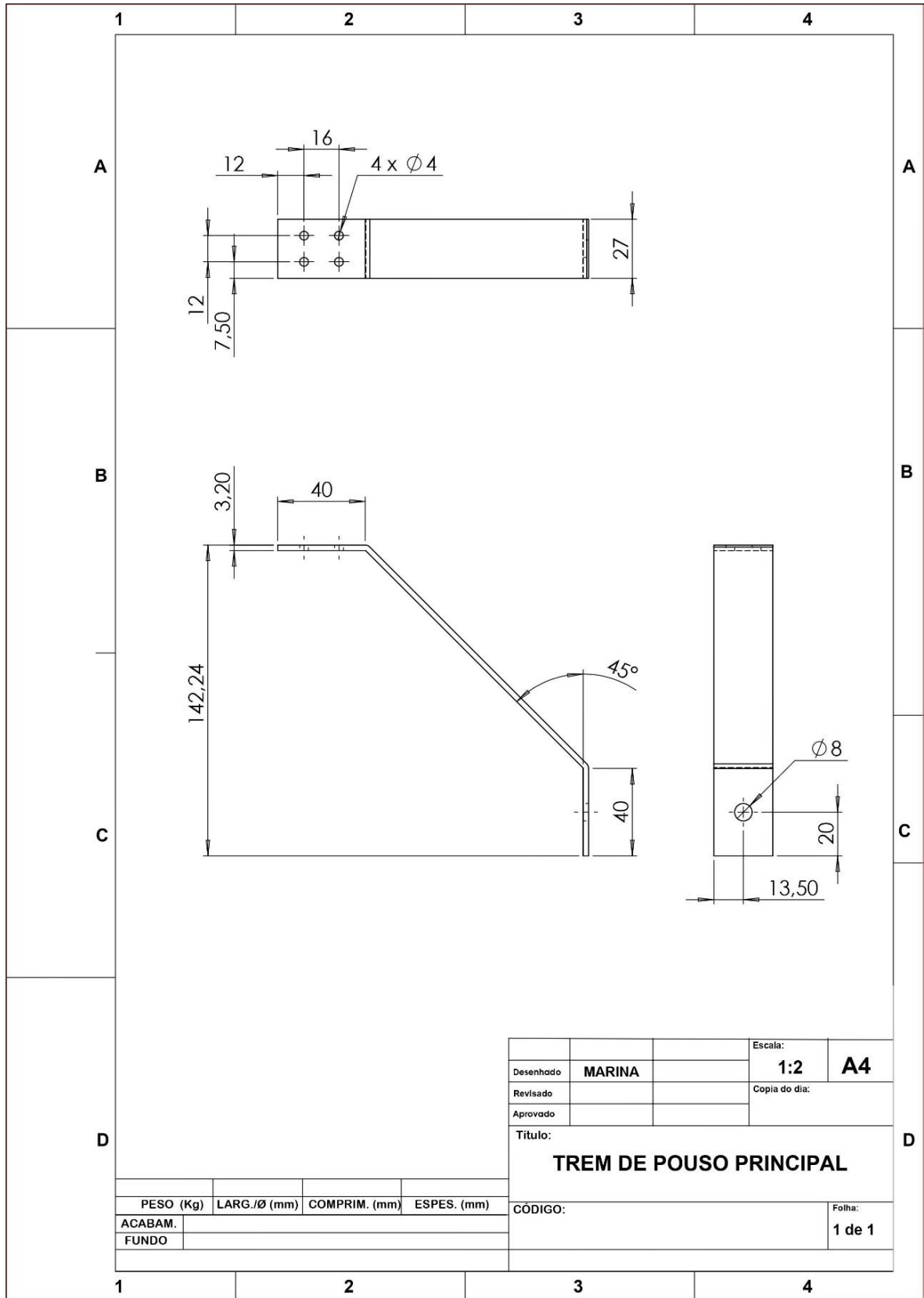
### DESLOCAMENTO VERTICAL - DINÂMICO



### CRITÉRIO DE FALHA POR TSAI-WU - DINÂMICO



APÊNDICE F - DETALHAMENTO DO TREM DE POUSO PRINCIPAL



				Escala:	
Desenhado	MARINA			1:2	A4
Revisado				Copia do dia:	
Aprovado					
Título:					
<b>TREM DE POUSO PRINCIPAL</b>					
CÓDIGO:				Folha:	
				1 de 1	

	PESO (Kg)	LARG./Ø (mm)	COMPRIM. (mm)	ESPES. (mm)
ACABAM.				
FUNDO				