



**Leonardo Arndt da Silva**

**ESTUDO DIMENSIONAL DA ESTRUTURA DE UMA FUSELAGEM  
UTILIZADA EM UM AEROMODELO DA EQUIPE MASBÁH  
AERODESIGN**

Horizontina-RS

**2017**

**Leonardo Arndt da Silva**

**ESTUDO DIMENSIONAL DA ESTRUTURA DE UMA FUSELAGEM  
UTILIZADA EM UM AEROMODELO DA EQUIPE MASBÁH  
AERODESIGN**

Trabalho Final de Curso apresentado  
como requisito parcial para a obtenção do  
título de Bacharel em Engenharia Mecânica da  
Faculdade Horizontina, sob a orientação do  
Professor Cristiano Rosa dos Santos, Mestre.

Horizontina-RS

**2017**

**FAHOR - FACULDADE HORIZONTINA**  
**CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**A Comissão Examinadora, abaixo assinada, aprova o trabalho final de curso**

**“ESTUDO DIMENSIONAL DA ESTRUTURA DE UMA FUSELAGEM UTILIZADA  
EM UM AEROMODELO DA EQUIPE MASBÁH AERODESIGN”**

**Elaborada por:**

**Leonardo Arndt da Silva**

Como requisito parcial para a obtenção do grau de Bacharel em  
Engenharia Mecânica.

Aprovado em: 22/11/2017

Pela Comissão Examinadora

---

Me. Cristiano Rosa dos Santos

Presidente da Comissão Examinadora - Orientador

---

Dr. Geovane Webler

FAHOR – Faculdade Horizontina

---

Dra. Marliza Beatriz Reichert

FAHOR – Faculdade Horizontina

**Horizontina - RS**

**2017**

## DEDICATÓRIA

Aos meus pais, Marli Arndt da Silva e Luiz Carlos Soares da Silva, que me apoiaram durante todo este tempo de dedicação e acreditaram em um futuro melhor para mim.



## AGRADECIMENTO

Quero agradecer a Equipe Masbáh Aerodesign pelo grande trabalho feito no ano de 2015, desenvolvendo um grande material de conhecimento, o qual foi muito útil para realização deste trabalho e que servirá para as próximas gerações da equipe. Também agradeço pela oportunidade de desenvolver este trabalho. Espero que sirva como material de apoio para a equipe e de incentivo para os novos membros.

Também agradeço toda a parceria feita durante estes anos de faculdade. Colegas que se tornaram grandes amigos, fazendo momentos de estudos também momentos de descontração.

E por fim, aproveito também para agradecer meu orientador Cristiano Rosa dos Santos, pela amizade e pelo tempo dedicado a me suportar neste estudo.

## RESUMO

O projeto SAE AERODESIGN, tem como objetivo desafiar graduandos de engenharia a projetar aeromodelos cada vez mais avançados para a competição anual, influenciando assim, no desenvolvimento do conhecimento de estudantes e do meio científico. Para melhoria nos projetos, cada sistema do aeromodelo possui uma área de estudo, e cada parte dele também é avaliada separadamente. Para Torembeek (1976), os primeiros arranjos de um avião devem estar relacionados com a sua fuselagem, pois ela representa um componente crítico para o conceito final e o seu design deve ser previamente estabelecido. Vale ressaltar ainda, que a fuselagem está conectada diretamente com todos os componentes e sistemas da aeronave, tornando-a sujeita a carregamentos diversos em diferentes condições de voo. Desta forma, uma análise estrutural cuidadosa deve ser feita para garantir a integridade dela, tanto em situações de voo, quanto em situações de pouso. Como até o ano de 2017 a Equipe Masbáh Aerodesign não possui muito conhecimento a respeito do estudo dimensional de fuselagem, dentro do estudo da área de “Cargas e Estruturas” da competição, este trabalho tem como objetivo: realizar um estudo dimensional da fuselagem utilizada no avião de 2015, buscando pontos de melhorias. A revisão literária focada em requisitos de design das normas FAR-PART 23 e CS-VLA servem como ponto de partida para analisar a estrutura da fuselagem de um avião. Especificando ainda, a função do avião, verificando as propriedades dos materiais de sua estrutura e encontrando os carregamentos que ele está exposto têm-se os *inputs* necessários para a Simulação de Elementos Finitos no *software* Ansys. Com uma malha adequada e as condições de contorno aplicadas no modelo, encontraram-se alguns pontos de melhorias, como por exemplo: a parte posterior da fuselagem (estrutura que conecta a parte anterior da fuselagem com as superfícies estabilizadoras), a qual mostrou um deslocamento elevado, podendo afetar a estabilidade do avião em condições de voo ou então o elevado estresse de tração encontrado no ponto de fixação do trem de pouso principal levando a estrutura a um possível dano em situações de pouso.

**Palavras-chave:** Análise estrutural. Fuselagem. AeroDesign.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Os componentes de um avião .....	19
Figura 2: Tipos de fuselagem A, B e C .....	21
Figura 3: fuselagem fabricada para missões em altas altitudes .....	22
Figura 4: Fator de carga de manobra das aeronaves.....	24
Figura 5: Tipos de estresse .....	26
Figura 6: Partes da fuselagem.....	27
Figura 7: Cargas de torque do motor A e cargas de inércia B.....	29
Figura 8: Cargas laterais de inércia .....	29
Figura 9: Primeira situação de pouso A, segunda situação B e terceira situação C .....	30
Figura 10: Ângulo de <i>yaw</i> .....	33
Figura 11: Comparação das fibras mais usadas.....	35
Figura 12: Evolução dos Compósitos.....	36
Figura 13: Formação de uma fibra .....	37
Figura 14: Fibra unidirecional .....	37
Figura 15: Orientação dos feixes.....	38
Figura 16: Característica mecânica dos diferentes ângulos da fibra .....	38
Figura 17: Fibra bidirecional .....	39
Figura 18: Estrutura sanduiche.....	41
Figura 19: Caminhos para soluções de análises estruturais.....	41
Figura 20: Modelo 3D da aeronave .....	45
Figura 21: Diagrama combinado de manobra e rajada.....	46
Figura 22: Componentes e seus materiais .....	48
Figura 23: Componentes vetoriais na atracação do berço do motor.....	50
Figura 24: Componentes vetoriais nos trens de pouso .....	51
Figura 25: Raio de giro.....	53
Figura 26: Carregamentos na superfície horizontal da empenagem.....	54
Figura 27: Carregamentos na superfície vertical da empenagem.....	55
Figura 28: Carregamentos da empenagem aplicados .....	55
Figura 29: Coordenada cartesiana global .....	56
Figura 30: Geometria simplificada do modelo .....	57
Figura 31: Orientação das fibras.....	58

Figura 32: Esquema da Análise de Elementos Finitos .....	58
Figura 33: Qualidade da malha.....	59
Figura 34: Malha de Elementos Finitos.....	59
Figura 35: Condições de contorno.....	60
Figura 36: Deslocamento máximo da estrutura posterior da fuselagem em situações de voo .	62
Figura 37: Estresse nos tubos de engaste em situações de voo .....	63
Figura 38: Estresse na parte anterior da fuselagem em situações de voo.....	64
Figura 39: Estresse nos tubos de engaste em situações de pouso.....	64
Figura 40: Deformação 1x em A e 12x em B com detalhe de estresse na parte anterior da fuselagem em situações de pouso .....	65
Figura 41: Distribuição de estresse na parte anterior da fuselagem em situações de pouso com detalhe .....	66

## **LISTA DE TABELAS**

Tabela 1: Valores de entrada para cálculos do diagrama V-n .....	46
Tabela 2: Propriedades mecânicas do compósito .....	48
Tabela 3: Propriedades mecânicas dos tubos .....	49
Tabela 4: Propriedades mecânicas do compensado aeronáutico .....	49
Tabela 5: Valores de entrada para cálculos de carregamentos na empenagem .....	52
Tabela 6: Carregamentos de inércia dos componentes.....	56

## LISTA DE SÍMBOLOS

$A$	distância do centro de gravidade do avião ao centro do rodado do trem de pouso frontal [m];
$\alpha$	fator de forma da asa [Adm.];
$B$	distância do centro de gravidade do avião ao centro do rodado do trem de pouso principal [m];
$b$	envergadura da asa [m];
$b_t$	envergadura da superfície horizontal da empenagem [m];
$b_v$	envergadura da superfície vertical da empenagem [m];
$C$	constante [Adm.];
$Cl$	coef. de sustentação máximo [Adm.];
$Cl_\alpha$	variação do coef. de sustentação em função do ângulo de ataque da aeronave sem considerar a superfície horizontal da empenagem [radianos <sup>-1</sup> ];
$Cl_{\alpha t}$	variação do coef. de sustentação em função do ângulo de ataque da superfície horizontal [radianos <sup>-1</sup> ];
$Cl_{\alpha v}$	variação do coef. de sustentação em função do ângulo de ataque da superfície vertical da empenagem [radianos <sup>-1</sup> ];
$Cl_{\delta}$	variação do coef. de sustentação em função do ângulo de inclinação da superfície horizontal da empenagem [radianos <sup>-1</sup> ];
$Cl_{\delta v}$	variação do coef. de sustentação em função do ângulo de inclinação da superfície vertical da empenagem [radianos <sup>-1</sup> ];
$Cm_\alpha$	variação do coef. de momento em função do ângulo de ataque da aeronave sem considerar a superfície horizontal da empenagem [radianos <sup>-1</sup> ];
$Cm_{CL}$	variação do coef. de momento em função da variação do coef. de sustentação da aeronave sem considerar a superfície horizontal da empenagem [Adm.];
$Cm_{\delta}$	variação do coef. de momento em função do ângulo de inclinação da superfície horizontal da empenagem [radianos <sup>-1</sup> ];
$Cm_{\delta v}$	variação do coef. de momento em função do ângulo de inclinação da superfície vertical da empenagem [radianos <sup>-1</sup> ];
$Cn_\beta$	variação do coef. de momento de <i>yaw</i> em função do ângulo de <i>sideslip</i> [radianos <sup>-1</sup> ];
$Cy_\beta$	variação do coef. de força lateral em função do ângulo <i>sideslip</i> [radianos <sup>-1</sup> ];
$d$	distância [m];
$d\epsilon d\alpha$	fator de <i>downwash</i> [Adm.];
$F$	força [N];
$F_h$	força horizontal [N];
$F_v$	força vertical [N];
$h$	altura ou largura [m];
$K$	amortecimentos em manobra [Adm.];
$K_g$	fator de alívio de rajada [Adm.];
$K_y$	raio de giro eixo y [Adm.];
$K_x$	raio de giro eixo x [Adm.];
$l$	comprimento [m];
$M$	momento [N.m];
$m$	massa total [kg];
$N$	fator de carga máxima [Adm.];
$ng$	fator de carga das reações do solo [Adm.];

$\eta h$	eficiência de cauda da superfície horizontal [Adm.];
$\eta v$	eficiência de cauda da superfície vertical [Adm.];
$S$	área da asa [m <sup>2</sup> ];
$S_t$	área da superfície horizontal da empenagem [m <sup>2</sup> ];
$S_v$	área da superfície vertical da empenagem [m <sup>2</sup> ];
$\vec{v}$	vetor resultante [Adm.];
$\vec{v}_x$	vetor eixo x [Adm.];
$\vec{v}_y$	vetor eixo y [Adm.];
$\vec{v}_z$	vetor eixo z [Adm.];
$W$	peso da aeronave [N];
$x_t$	distância horizontal do centro de gravidade do avião ao centro aerodinâmico da superfície horizontal da empenagem [m];
$x_v$	distância horizontal do centro de gravidade do avião ao centro aerodinâmico da superfície vertical da empenagem [m];
$\Delta L_t$	variação de força total pelo tempo [N];
$\Delta L_{t\alpha}$	variação força pelo tempo gerada pelo momento conforme ângulo de ataque [N];
$\Delta L_{t\dot{\alpha}}$	variação força pelo tempo gerada pela sustentação conforme ângulo de ataque pelo tempo [N];
$\Delta L_{tc}$	variação força pelo tempo gerada pelo momento compensado da inclinação da superfície horizontal [N];
$\Delta L_{t\ddot{y}}$	variação de força pelo tempo gerada pela aceleração angular [N];
$\Delta U_g$	variação de velocidade de rajada do vento [m/s];
$\Delta V$	variação de velocidade [m/s];
$\rho$	densidade do ar [kg/m <sup>3</sup> ];
$\psi$	ângulo de <i>yaw</i> [radianos];
$\beta$	ângulo de <i>sideslip</i> [radianos];
$\zeta$	ângulo de <i>flight-path</i> [radianos];
$\sigma\beta$	taxa de variação do ângulo <i>sidewash</i> com o ângulo <i>sideslip</i> [radianos <sup>-1</sup> ].

# SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>15</b>
1.1	TEMA .....	16
1.2	PROBLEMA DE PESQUISA .....	16
1.3	OBJETIVO .....	16
1.3.1	Objetivo geral .....	16
1.3.2	Objetivos específicos .....	16
1.4	JUSTIFICATIVA .....	17
<b>2</b>	<b>REFERENCIAL TEÓRICO.....</b>	<b>18</b>
2.1	COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN .....	18
2.1.1	Categoria Regular .....	18
2.2	AERONAVES .....	19
2.2.1	Aviões .....	19
2.2.2	Aviões para competição SAE AERODESIGN .....	19
2.3	FUSELAGEM .....	20
2.4	ESTUDO E VALIDAÇÃO DAS ESTRUTURAS PARA AERONAVES.....	22
2.5	ESFORÇOS E CARREGAMENTOS .....	23
2.5.1	Fator de carga de manobra.....	24
2.5.2	Fator de carga de rajada.....	25
2.6	MODOS DE ESTRESSES .....	25
2.7	FORÇAS ATUANTES.....	26
2.7.1	Diagrama V-n .....	27
2.7.2	Cargas no berço do motor.....	28
2.7.3	Cargas no conjunto trem de pouso .....	30
2.7.4	Cargas na empenagem .....	32
2.7.5	Cargas de inércia da gravidade dos componentes atracados a fuselagem.....	34



2.8	MATERIAIS UTILIZADOS EM ESTRUTURAS DE AVIÕES .....	34
2.8.1	Compósitos .....	34
2.8.2	Estrutura Sanduíche .....	40
2.9	MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS .....	41
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA .....</b>	<b>43</b>
3.1	MÉTODOS E TÉCNICAS .....	43
3.2	MATERIAIS E EQUIPAMENTOS .....	43
3.3	DESCRIÇÃO DA AMOSTRA .....	44
3.4	COLETA DE DADOS.....	44
3.5	ANÁLISE DOS DADOS.....	44
<b>4</b>	<b>APRESENTAÇÃO E ANÁLISE DE RESULTADOS.....</b>	<b>45</b>
4.1	DEFINIÇÃO DA FUNÇÃO DA AERONAVE E CRITÉRIOS DE DESIGN.....	45
4.2	DEFINIÇÃO DOS CRITÉRIOS A SEREM ESTUDADOS .....	47
4.3	DEFINIÇÃO DE MATERIAL E SUAS PROPRIEDADES .....	47
4.4	DETERMINAÇÃO DAS CARGAS EXTERNAS APLICADAS .....	50
4.4.1	Cargas no berço do motor.....	50
4.4.2	Cargas nos trens de pouso .....	51
4.4.3	Cargas na empenagem .....	52
4.5	DETERMINAÇÃO DAS CARGAS DE INÉRCIA APLICADAS .....	56
4.6	SIMULAÇÃO ESTRUTURAL DE ELEMENTOS FINITOS .....	57
4.7	DISCUSSÃO DOS RESULTADOS DA SIMULAÇÃO .....	60
	<b>CONCLUSÃO.....</b>	<b>68</b>
	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>69</b>
	<b>APÊNDICE A .....</b>	<b>71</b>
	<b>APÊNDICE B.....</b>	<b>72</b>
	<b>APÊNDICE C .....</b>	<b>77</b>
	<b>APÊNDICE D .....</b>	<b>79</b>

**APÊNDICE E.....84**

**APÊNDICE F.....90**

**ANEXO A .....91**

**ANEXO B .....93**

# 1 INTRODUÇÃO

O principal objetivo da competição SAE AERODESIGN – categoria regular – é desenvolver um avião totalmente novo a cada ano, capaz de realizar baterias de voos com certa quantia de peso em seu compartimento de carga, sem sofrer danos. Decorrente disso surge o desafio de cada equipe desenvolver novos conceitos, materiais e pesquisas na área para se tornar mais competitiva.

Influenciadas pela nova regra de cota máxima de participantes da competição SAE AERODESIGN aplicada a partir de 2015, as diversas equipes buscam anualmente aperfeiçoar seus projetos para se tornarem mais competitivas a cada edição. Para isso, elas devem, além de garantir inúmeras baterias de voos concluídas com sucesso pelos seus aviões, defender e comprovar com base em seus novos relatórios de que forma a aeronave foi projetada.

As diversas áreas de projeto avaliadas pela comissão técnica envolvem uma linha de pesquisa bem específica, dentre elas existe a área denominada “Cargas e Estruturas”, responsável por garantir que a estrutura dos componentes da aeronave suporte os esforços aos quais ela estará exposta durante o trajeto de voo.

A estrutura da fuselagem pode ser considerada uma das mais importantes, pois a ela conectam os todos os sistemas ou estruturas secundárias de uma aeronave, o que faz surgirem esforços de diversos pontos. Outro fato que a torna importante é que nela estará alojado o material em transporte, por exemplo, pessoas em aviões comerciais. Tudo isso exige um dimensionamento da estrutura da fuselagem exato e seguro, para tornar a aeronave confiável e capaz de realizar seu trajeto mesmo em situações adversas de voo, como rajadas de vento e perturbações.

A partir disso, o trabalho em questão faz uma análise dimensional da estrutura da fuselagem utilizada no avião de 2015 da Equipe MasBáh AeroDesign, desenvolvendo a sequência de equações necessárias para calcular todos os esforços atuantes nela, seguindo a norma europeia CS-VLA e a norma americana FAR-PART23 que segundo Stinton (1983), garante a certificação do avião em qualquer lugar do mundo. Além disso, também, se avalia o dimensionamento desta fuselagem para uma possível melhoria.

## 1.1 TEMA

Este trabalho tem como tema realizar um estudo do dimensionamento da estrutura de uma fuselagem utilizada na aeronave de 2015 da Equipe MasBáh AeroDesign, realizando uma sequência de atividades necessárias com base em metodologia conhecidas.

## 1.2 PROBLEMA DE PESQUISA

Ano após ano a competição SAE AERODESIGN vem ficando mais acirrada com a cota máxima de participantes, e a Equipe MasBáh de AeroDesign vem conseguindo manter a classificação para o ano seguinte, porém tem dificuldades de conquistar uma boa colocação frente às fortes equipes que participam. Um tema que dificulta a pontuação da equipe e a área de Cargas e Estruturas.

A partir disso, surge a necessidade de seguir algumas metodologias existentes para analisar a estrutura da aeronave da equipe e dentro deste contexto avaliar o dimensionamento da estrutura de uma fuselagem fabricada por ela, vendo que seu dimensionamento pode estar afetando diretamente na confiabilidade do componente estudado.

A partir da proposta apresentada surge a principal problema do trabalho: a estrutura da fuselagem da aeronave de 2015 da Equipe MasBáh AeroDesign está adequada para os esforços que ela está submetida?

## 1.3 OBJETIVO

### 1.3.1 Objetivo geral

Fazer um estudo da estrutura de uma fuselagem utilizada na aeronave de 2015 da Equipe MasBáh AeroDesign, seguindo etapas de metodologias existentes para analisar o seu dimensionamento sugerindo melhorias.

### 1.3.2 Objetivos específicos

- Definir a função do avião e os critérios que influenciam na hora de fazer o seu design;
- Definir quais os materiais que foram utilizados na estrutura e descobrir as suas propriedades mecânicas;

- Realizar a metodologia de cálculos para encontrar os esforços atuantes na estrutura da fuselagem;
- Aplicar e realizar o método de Elementos Finitos para encontrar os resultados de esforços na estrutura da fuselagem;
- Analisar os resultados encontrando a partir do método de Elementos Finitos sugerindo melhorias nos pontos que se mostram mais frágeis.

#### 1.4 JUSTIFICATIVA

Todos os anos as equipes nacionais de AeroDesign vem trabalhando para construir aeronaves mais confiáveis para competição brasileira. A avaliação também vem sendo cada ano mais rígida, fazendo com que equipes do Brasil, conquistem se não o primeiro lugar, uma colocação próxima disso no mundial.

Essa linhagem de bons projetos de aeronaves brasileiras se dá graças às áreas bem especificadas dentro das avaliadas pela comissão técnica, onde uma das que se destacam e garantem alta pontuação nos relatórios desenvolvidos para defender os estudos na competição, além de pontos nas baterias de voo através dos pousos sem danos, é a área denominada “Cargas e estruturas”.

Sendo assim, o presente trabalho se faz importante pelo fato de existir apenas um vago estudo por parte da Equipe MasBáh AerdoDesign quanto a cargas e esforços na estrutura da fuselagem e do seu dimensionamento, causando a fabricação de um componente superdimensionado ou no confiável. A partir deste trabalho a equipe terá um modelo para seguir, facilitando seus novos desenvolvimentos e ainda podendo aprimorar seus resultados com a redução de massa do componente, e da fabricação mais confiável.

Por fim, levando em conta que há vários componentes interligados com a estrutura da fuselagem e que esta irá absorver seus carregamentos, busca-se definir qual o esforço gerado por estes carregamentos para avaliar o dimensionamento.

O trabalho em questão também foi desenvolvido para a formação acadêmica do autor, que busca o título de grau no Curso de Engenharia Mecânica da Faculdade Fahor, no ano de 2017.

## 2 REFERENCIAL TEÓRICO

### 2.1 COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN

Segundo a SAE BRASIL (2015), as competições SAE AERODESIGN iniciaram-se nos Estados Unidos a partir de 1986. Com a origem da SAE BRASIL em 1991, a competição também se tornou um evento estudantil, no Brasil, a partir do ano 1999.

As exigências impostas pela SAE BRASIL nos regulamentos da competição a cada ano, influenciam positivamente o desenvolvimento de conhecimento nas áreas de Engenharia Aeronáutica. A competição tem importante contribuição na formação profissional de todos os participantes envolvidos no evento, através do estudo técnico e do trabalho em equipe que é o grande requisito no mundo da engenharia atual, (SAE BRASIL, 2015, p. 8).

A competição SAE AERODESIGN brasileira acontece no aeroporto de São José dos Campo – SP, Brasil. Segundo a SAE BRASIL (2015), a data de início da competição do ano de 2015 foi no dia 29 de outubro. Neste ano a competição SAE AERODESIGN apresentava três categorias: categoria micro, categoria regular e por último a categoria *advanced*.

#### 2.1.1 Categoria Regular

Na categoria regular, na qual a equipa MasBáh AeroDesign está inserida, o principal objetivo é construir uma aeronave radio controlada que transporte material (não sendo chumbo) em seu compartimento de carga, que deve ser em forma de paralelepípedo, com  $5000\text{ cm}^3$  de volume interno.

Esta classe tem suas regras específicas assim como as demais, mas o principal objetivo que a governa, segundo a SAE BRASIL (2015), é a meta de desenvolver a aeronave mais acurada, ou seja, mais leve e que transporta a maior carga de material em seu compartimento.

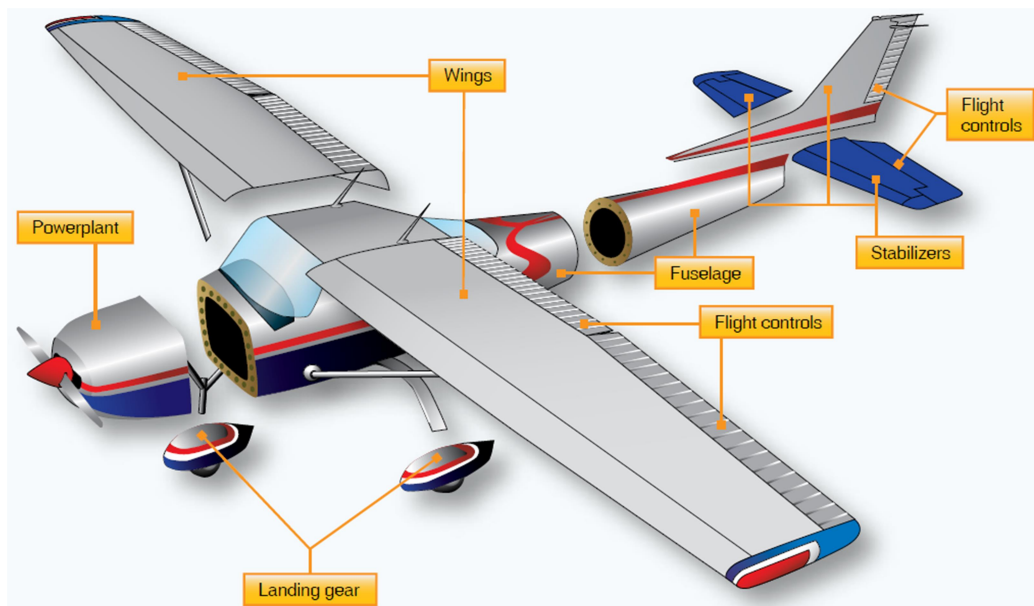
## 2.2 AERONAVES

Segundo a FAA – Federal Aviation Administration – (2012, p. 1-5) “uma aeronave é considera um veículo destinado a realizar voos no ar e suas principais categorias são os aero planadores, aviões, helicópteros e os veículos mais leves que o ar (balões e dirigíveis)”.

### 2.2.1 Aviões

Avião é o modelo de aeronaves mais utilizado no mundo por possuir diversas utilidades. Ele possui asas fixas, podendo ser de até três níveis segundo a FAA (2012), e seus principais componentes podem ser vistos na Figura 1.

Figura 1: Os componentes de um avião



Fonte: Adaptado de FAA, 2012, p. 1-7.

### 2.2.2 Aviões para competição SAE AERODESIGN

Diversas literaturas dividem o desenvolvimento de uma aeronave em áreas específicas de projeto, como por exemplo, Jenkinson (2003), que o divide em Aerodinâmica, Cargas e Estruturas, Estabilidade e Controle e por fim, Sistema Propulsor. Todas estas áreas fazem o seu projeto em conjunto para concepção final do avião e nos desenvolvimento das aeronaves destinadas a competição SAE AERODESIGN – Classe Regular, a divisão não é diferente disso, para SAE BRASIL (2015), o desenvolvimento deve ser dividido em áreas de projeto específicas citadas a seguir:

- a) Projeto da área de aerodinâmica: área responsável por estudar o comportamento das superfícies da aeronave, mais em específico superfícies com função de sustentação;
- b) Projeto da área de estabilidade e controle: área especificamente destinada ao estudo de equilíbrio e controle de voo;
- c) Projeto da área de desempenho: área de estudo responsável por definir o conjunto motopropulsor e sua eficiência conforme a situação do voo;
- d) Projeto da área de cargas e estruturas: área destinada ao estudo das cargas atuantes na aeronave para dimensionamento de estruturas confiáveis;
- e) Projeto elétrico: área que desenvolve plantas elétricas e ligações de comandos.

Nestas aeronaves também existem algumas alterações nos componentes por se tratarem de aviões radio controlados, como por exemplo, o interior da fuselagem e cabine que são utilizados para comportar a carga e os comandos elétricos, segundo (RODRIGUES, 2014).

## 2.3 FUSELAGEM

Para Torembeek (1976), os primeiros arranjos de uma aeronave devem estar relacionados com sua fuselagem, pois ela representa um componente crítico para o conceito final e o seu design deve ser previamente estabelecido.

A fuselagem é a principal estrutura ou corpo de uma aeronave com asas fixas. Nela está alojada a carga em transporte, todos seus controles, acessórios e ainda os passageiros. Nos aviões *single-engine*, o modelo de avião construído pela equipa MasBáh AeroDesign, os motores também são alojados pela fuselagem (RODRIGUES, 2014, p. 68). Segundo FAA (2012), ela pode ser classificada em dois tipos:

- As Fuselagens de treliça possuem uma estrutura em formato de vigas, geralmente construída com um conjunto de barras soldadas. Elas podem suportar ambos os esforços sofridos pela aeronave, de tração e compressão em todas as direções, porém são ineficientes a torção. Nos aviões modernos já estão sendo feitas de alumínio simplesmente rebitados ou até com fixações moveis;
- As Fuselagens do tipo *Monocoque* são construídas a partir de uma estrutura com seções de perfis aerodinâmicos (arredondado ou elíptico), unidos por uma casca rebitada em sua extremidade e são geralmente feitas de alumínio. Elas são ótimas

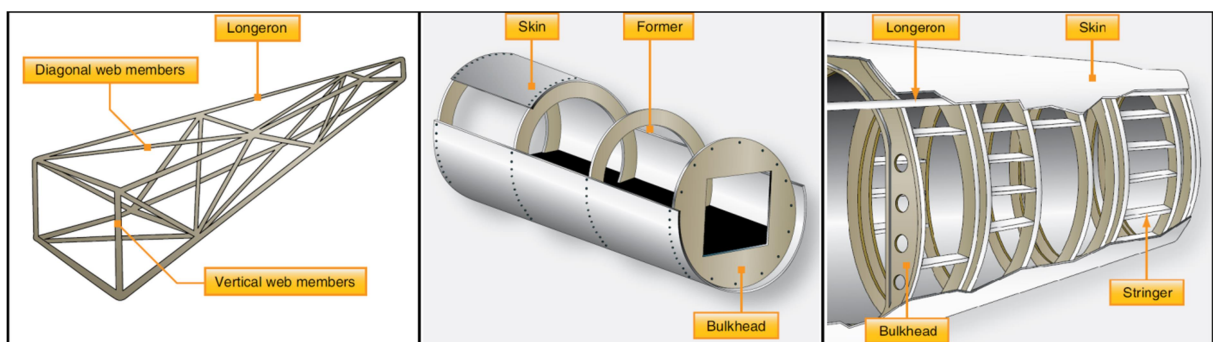


contra torção, porém podem sofrer alongamento em sua extensão com os esforços gerados pelas manobras de cabragem e picada.

Segundo Niu (1995, p. 376), “a fuselagem de aviões modernos é uma casca enrijecida comumente chama de *semi-monocoque*. A pura *Monocoque* é uma estrutura simples, com pouca rigidez e casca muito fina, o que a torna ineficiente para suportar os esforços de compressão e cisalhamentos”. Por este fato, com o passar do tempo, a constante evolução da engenharia criou um derivado deste tipo de fuselagem: a estrutura semi-monocoque dos modernos aviões, que contém longos elementos rígidos na direção longitudinal e transversal, interligados pelas seções de perfis ao longo da sua proporção. Esse tipo de fuselagem, além de garantir alta resistência a combinações de esforços incomuns sofridos pelos carregamentos, também suporta falhas localizadas na estrutura sem danificar o restante de sua extensão.

Na Figura 2, estão evidenciados os dois tipos de Fuselagens citadas por FAA (2012) (Figuras A e B) e ainda o terceiro tipo mencionada por Niu (1995) (Figura C).

Figura 2: Tipos de fuselagem A, B e C



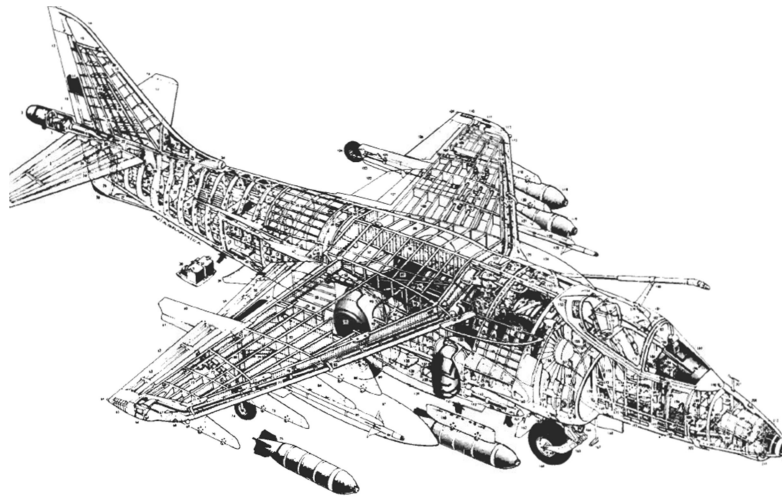
**Fonte:** Adaptado de FAA, 2012, p. 1-9.

As equipes envolvidas na competição SAE AERODESIGN costumam utilizar a estrutura de treliça como componente estrutural de sua fuselagem, geralmente de madeira balsa, fibra de carbono ou de compósitos por serem materiais ligeiramente leves e resistentes o suficiente para sua aplicação (RODRIGUES, 2014, p. 125 e 126). Esse tipo de estrutura é o mais escolhido pelas equipes por sua facilidade de construção e eficiência.

Os diferentes formatos das Fuselagens são influenciados por características importantes. Segundo Megson (1999), a função da aeronave impacta nestas características, por exemplo, aeronaves destinadas a realizar trajetos em maiores altitudes têm grande chance de serem projetadas com fuselagens de perfil circular, por terem que suportar diferença de pressões entre o interior e exterior, o que faz deste formato o mais adequado.

Na Figura 3 encontra-se um jato, este desempenha missões a altas altitudes e na imagem é visto o modelo de fuselagem construída com perfis circulares para trabalho em situações mencionadas a cima.

Figura 3: fuselagem fabricada para missões em altas altitudes



**Fonte:** Adaptado de Megson, 1999, p. 224.

## 2.4 ESTUDO E VALIDAÇÃO DAS ESTRUTURAS PARA AERONAVES

Por volta de 1915 os irmãos Wrigth consideravam a prática de voo, a propulsão, estabilidade e controle os requisitos fundamentais para um voo de sucesso. Neste período, pouco se levava em conta a análise estrutural dos componentes, o que realmente importava era a facilidade de repará-los em menos de uma semana. Já nos dias de hoje, até as análises com as maiores cargas exigidas pela estrutura não são o suficiente. É necessário, também, certificar a sua fadiga (NIU, 1995, p. 3).

Para Niu (1995), o projeto estrutural da fuselagem de uma aeronave deve seguir as seguintes etapas durante o seu desenvolvimento:

- a) Especificação da função e critérios de design: nesta etapa se define para o que a aeronave será utilizada e quais os critérios para isso;
- b) Determinação das cargas externas aplicadas: nesta etapa se define as cargas externas que o avião estará sujeito;
- c) Cálculo das cargas de inércia dos componentes: nesta etapa define-se a carga de todos componentes fixos na aeronave;

- d) Determinação dos componentes envolvidos e margens de seguranças: etapa para determinação dos componentes mais exigidos e suas margens de segurança;
- e) Teste experimental ou testes de comprovação: aplicação de cargas de forma prática, teórica ou computacional em busca de validações consideráveis para as estruturas.

Junto com estas etapas de projeto, também é mencionado que o design das estruturas para aeronaves busca considerar cinco diferentes critérios para sua validação, de acordo com (Niu, 1995, p.3).

- a) Última carga estática exigida (as forças máximas sofridas pela estrutura);
- b) Vida de fadiga da fuselagem (início de trincas ou dano na estrutura);
- c) Força residual da estrutura danificada (máxima força que a estrutura danificada aguenta);
- d) Vida de fadiga da estrutura danificada (tempo até o dano começar a aumentar);
- e) Análise de tensão térmica e o design de aviões supersônicos.

Fuselagens desenvolvidas para estes critérios geram estruturas capazes de suportar cargas estáticas e ainda capazes de suporta-las sobre danos por certo período de tempo, evitando catástrofes (SEN, 2010, p. 37).

## 2.5 ESFORÇOS E CARREGAMENTOS

As estruturas das aeronaves são projetadas para certo nível de esforços, pois são sujeitas a diferentes forças e carregamentos providos da pressão do ar, das forças de inércia ou das reações do solo durante o pouso. Para Niu (1995, p. 21), “existe um termo chamado *Aircraft Loads*, que é considerada uma ciência para determinar todos estes carregamentos”.

Durante voos nivelados em linha reta, à força de sustentação das asas suporta todo o peso do avião, porém quando a aeronave estiver realizando manobras ou estiver sob turbulência, carregamentos adicionais serão impostos sobre a estrutura. Segundo Niu (1995), estes carregamentos dependerão da quão severa é a manobra, e são medidos em dois termos de *Load Factor* (fator de carregamento): *Maneuvering Load Factor* e *Gust Load Factor*.

Segundo Rodrigues (2014, p. 114), “o fator de carga tem grande importância e reflete diretamente no dimensionamento da estrutura de uma aeronave, pois quanto maior seu valor, mais rígida a estrutura e conseqüentemente mais pesada”. Niu (1995) também reforça esta informação. Segundo ele, o design da estrutura depende unicamente dos carregamentos o que

ela está submetida, e estes devem ser estabelecidos antecipadamente para não atrasar o dimensionamento e desenvolvimento do projeto.

Os fatores de carga são calculados baseados em forças de sustentação, forças de inércia, aceleração nas manobras e coeficientes de ataque da asa. Todos dependentes da velocidade que o avião se encontra durante a execução da manobra.

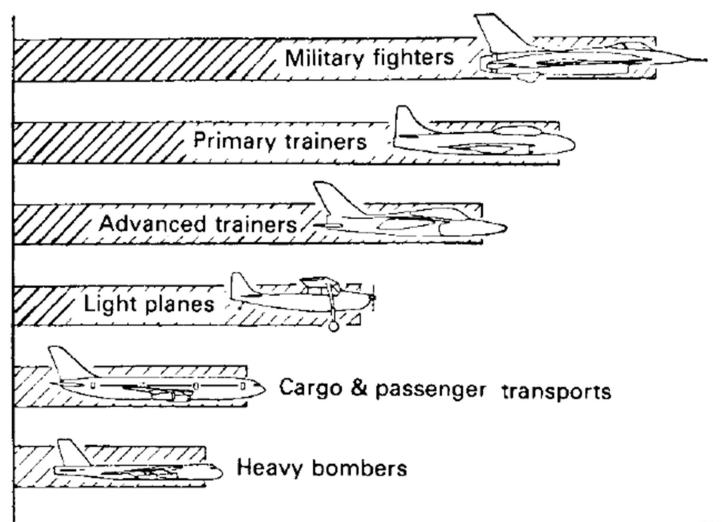
Por fim, para definir o nível de esforço das estruturas das aeronaves, o carregamento aplicado para análise vem da carga limite, que segundo Megson (1999), define-se através do produto da força de inércia com o fator de carregamento. Podendo ainda ser aplicado um fator de segurança para encontra a carga limite final.

### 2.5.1 Fator de carga de manobra

Esse fator de carregamento adicional está relacionado com a forma de uso da aeronave. Dependendo do serviço que ela deve realizar, suas manobras serão mais violentas, consequentemente, seu fator de carga será maior. Por exemplo, aviões cargueiros não realizam manobras bruscas para não danificar a carga, então seu fator de carga será baixo, em torno de 2 a 3. Já os aviões militares tem alto valor de carregamento, gerados por suas manobras durante ataques, ficando com fatores de carga por volta de 6 a 8 (NIU, 1995, p. 21).

Na Figura 4, o mesmo autor apresenta uma noção geral dos fatores de carga de manobra para diferentes aeronaves.

Figura 4: Fator de carga de manobra das aeronaves



**Fonte:** Adaptado de Niu, 1995, p. 22.

### 2.5.2 Fator de carga de rajada

Para Niu (1995, p. 21) o *Gust Load Factor* “é um carregamento adicional sofrido pela aeronave, o qual se relaciona com as turbulências providas das perturbações atmosféricas”. Segundo ele, este é um assunto muito estudado pelos engenheiros de cargas por vários anos e há grande dificuldade em se fazer um design adequado sem extrapolar o nível de força necessário para as estruturas.

Para determinar este fator é feito um levantamento estatístico de dados, mas existem normas que determinam fatores consideráveis para isso. Em resumo, os maiores fatores de rajada surgem quando o avião está voando com o peso mínimo de voo, pois não há um equilíbrio entre a força dimensionada para sustentação e para o motor com o carregamento real, então a rajada afeta a estrutura com maior intensidade (NIU, 1995, p.21).

## 2.6 MODOS DE ESTRESSES

O termo em inglês *Stress* (estresse), muitas vezes é confundido pela tensão, que é o grau de deformação do material, porém ele significa a resistência interna que certo material possui para opor a deformação (FAA, 2012, p. 1-7).

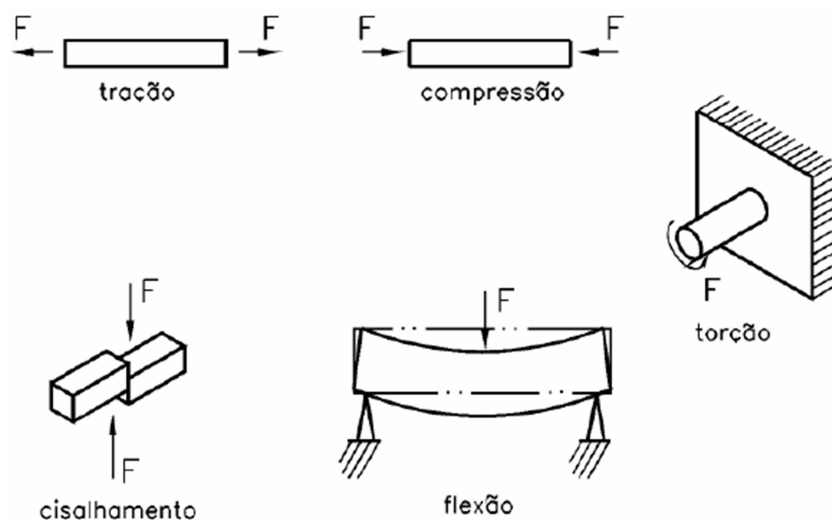
Os carregamentos suportados pelas aeronaves causam certo estresse no material que compõem a estrutura. Os materiais devem ter as propriedades, dimensões e geometrias adequadas para garantir que o estresse se oponha às cargas com eficiência, porém há cinco tipos de carregamentos diferentes e pode ser que algum destes materiais não seja o ideal para a aplicação. Este é mais um ponto muito importante durante o projeto, e analisar o estresse segundo FAA (2012), significa estudar os cinco tópicos abaixo:

- Tração: no caso dos materiais, tração é considerada o estresse gerado pela resistência interna do material contra certa força que tende a separá-lo de algo ou dividi-lo em partes. Seu valor pode ser medido em psi (libras por polegada quadrada) e as forças atuantes no carregamento têm sentidos dirigidos para fora da peça;
- Compressão: no caso dos materiais, compressão é considerada o estresse gerado pela resistência interna do material contra certa força que tende a esmagá-lo ou encurtá-lo. Seu valor também é medido em psi e as forças atuantes no carregamento têm sentido dirigidos para o interior da peça;

- Torsão: no caso dos materiais, torsão é considerada o estresse gerado pela resistência interna do material contra certa força que tende a torcê-lo para algum lado. Seu valor é medido conforme o torque, em Nm (produto de Newton e metros) e isso frequentemente acontece nas fixações dos motores, por exemplo;
- Cisalhamento: no caso dos materiais, cisalhamento é considerado o estresse gerado pela resistência interna do material contra certa força que tende a cortá-lo em certa sessão de encaixe. Nas aeronaves este tipo de estresse acontece frequentemente em rebites e parafusos que estão montados perpendicularmente ao material que está sob esforços com direções opostas. Seu valor também é medido em psi.
- Flexão: no caso dos materiais, flexão é considerada o estresse gerado pela resistência interna do material contra certa força que tende a dobrá-lo em forma de arco, gerando ambos os esforços de compressão e tração. Seu valor também é medido em psi e isso frequentemente ocorre na estrutura da asa.

Na Figura 5 são ilustrados os tipos de estresses que uma estrutura qualquer pode estar submetida quando sujeita a forças externa.

Figura 5: Tipos de estresse



**Fonte:** Adaptado de Rodrigues, 2014, p. 66.

## 2.7 FORÇAS ATUANTES

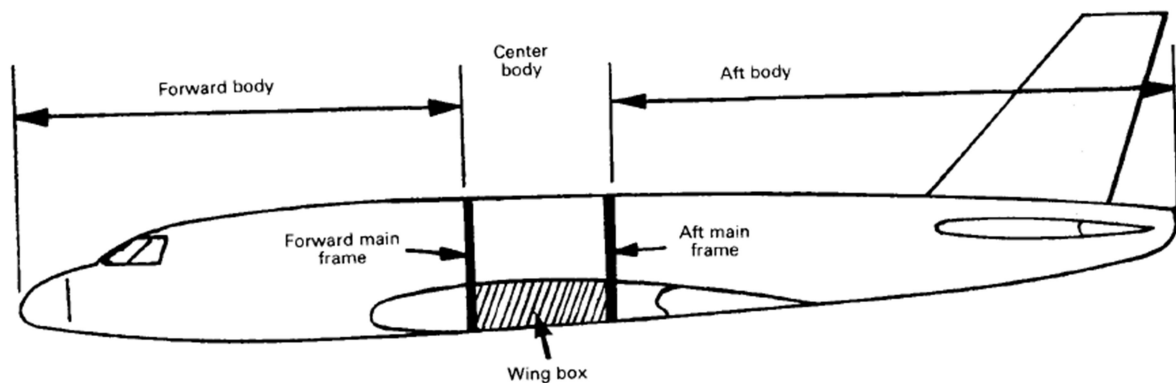
As forças atuantes na estrutura da fuselagem são carregamentos resultantes das manobras durante o voo, dos pousos e das pressões internas do avião (NIU, 1995, p. 66).

Para Niu (1995), a análise das forças atuantes na fuselagem pode ser dividida em três seções do componente:

- 1) Parte anterior: combinação dos esforços gerados pela inércia dos componentes atracados, pelo torque do motor e pelo trem de pouso na aterragem;
- 2) Parte posterior: combinação dos esforços gerados pela inércia dos componentes atracados, pelo trem de pouso na aterragem e pelos carregamentos gerados nas Empenagens;
- 3) Parte central: combinação de esforços resultantes da pressurização interna e externa do componente.

A parte anterior e a posterior da fuselagem estão divididas entre as cavernas da asa, onde há os dois pontos de fixação da asa, conforme Figura 6. Segundo Rodrigues (2014), as aeronaves destinadas a competição SAE AERODESIGN não estão sujeitas aos esforços de pressurização, desta forma a análise pode girar em torno das duas partes extremas da fuselagem: parte anterior a caverna frontal de fixação da asa e parte posterior da mesma.

Figura 6: Partes da fuselagem



Fonte: Adaptado de Niu, 1995, p. 66.

### 2.7.1 Diagrama V-n

O diagrama V-n engloba todo o resultado de fatores de carga que a aeronave está exposta durante seus voos, ele leva em consideração todas as situações extremas, segundo FAR-PART 23 (2002).

Para desenvolvimento do Diagrama V-n, se faz necessário o cálculo dos fatores de carga descritos nos subitens 2.5.1 e 2.5.2. Segundo FAR-PART 23 (2002, p. 23) seção 337, os valores de fator de carga de manobra para aeronaves de categoria normal variam entre

máximos de +3,8 e -1,5. Rodrigues (2014), também menciona que, o fator de carga positivo para aeronaves de pequeno porte variam de 2,5 a 3,8.

O diagrama de fator de carga de manobra é feito com a utilização da Eq. (1) e o diagrama de fator de carga de rajada é feito com a utilização da Eq. (2). Em ambos, é necessária a variação de velocidade e no diagrama de rajada ainda se faz necessário à variação de velocidade do vento na rajada, que segundo Rodrigues (2014), para aeromodelos varia de 2m/s a 8m/s.

Eq. (1) – Fator de carga de manobra

$$n_{\text{máx}} = (\rho * \Delta V^2 * C_{l\text{máx}} * S) / (2 * W) \quad (1)$$

Eq. (2) – Fator de carga de rajada

$$n = 1 \pm (\rho * \Delta V * a * K_g * \Delta U_g) / (2 * (W/S)) \quad (2)$$

Onde:

$\rho$  = densidade do ar [kg/m<sup>3</sup>];

$\Delta V$  = variação de velocidade [m/s];

$a$  = fator de forma da asa [Adm.];

$K_g$  = fator de alívio de rajada [Adm.];

$\Delta U_g$  = variação de velocidade de rajada do vento [m/s];

$C_{l\text{máx}}$  = coeficiente de sustentação máximo [Adm.];

$W$  = peso da aeronave [N];

$S$  = área da asa [m<sup>2</sup>].

## 2.7.2 Cargas no berço do motor

Para o torque do motor e reações verticais no berço do motor, na norma FAR-PART 23 (2002, p. 25) seção 361 determina-se:

Cada atracação do motor deve ser capaz de suportar os efeitos de:

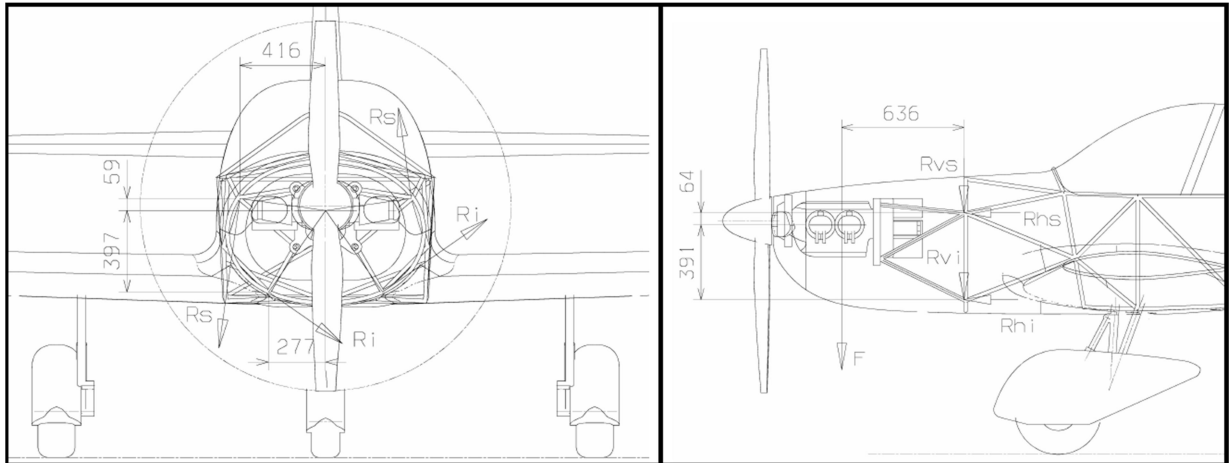
- a) Um torque máximo do motor, correspondente a potência de decolagem e a velocidade atuante da hélice com 75% da carga limite em voo na condição do diagrama V-n;
- b) Um torque máximo do motor, correspondente a máxima potência contínua e a velocidade atuante da hélice com a carga limite em voo na condição do diagrama V-n.

Para motores com mais de um cilindro, segundo FAR-PART 23, ainda deve ser aplicado um fator de carga de segurança conforme o número de cilindros do motor.



Na Figura 7, é visto de que forma se aplica a combinação de ambas as cargas, torque do motor (Figura A) e inércia vertical dos componentes atracados (Figura B), nas amarrações da fuselagem.

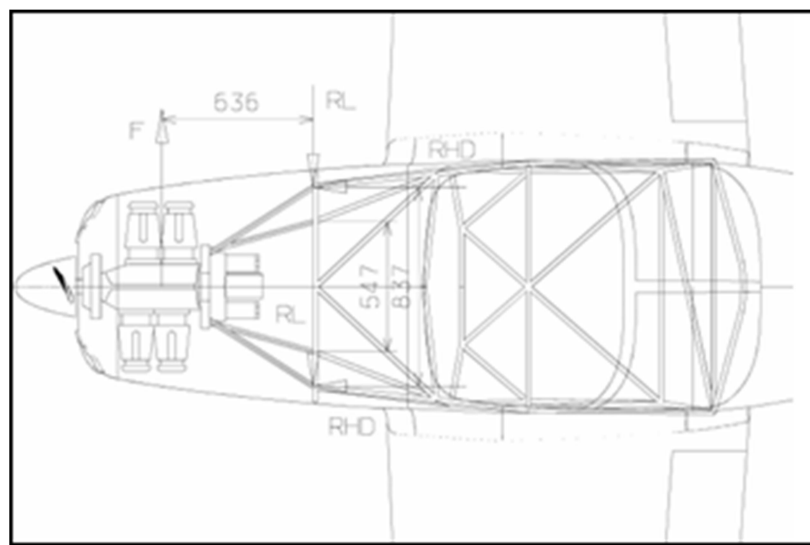
Figura 7: Cargas de torque do motor A e cargas de inércia B



**Fonte:** Adaptado de Iscold, entre 2000 e 2015, p. 261 e 262.

Já para as cargas laterais de inércia no berço do motor aplicadas conforme Figura 8, a FAR-PART 23 (2002, p. 26) determina na seção 363: “cada amarração do motor deve ser capaz de suportar um fator limite de carga lateral independente das demais cargas, sendo ele não menos de 1,33”.

Figura 8: Cargas laterais de inércia



**Fonte:** Adaptado de Iscold, entre 2000 e 2015, p. 264.

Para definição de carga, as equações utilizadas envolvem basicamente a combinação de: reação de apoio, aplicando-se a Eq. (3); vetores, aplicando-se a Eq. (4).

Eq. (3) – Reação de apoio

$$F = M/d \quad (3)$$

Eq. (4) - Vetores

$$|\vec{V}|^2 = \vec{v}_x^2 + \vec{v}_y^2 + \vec{v}_z^2 \quad (4)$$

Onde:

M = momento [N.m];

d = distância [m];

F = força [N];

$\vec{V}$  = vetor resultante [Adm.];

$\vec{v}_x$  = vetor eixo x [Adm.];

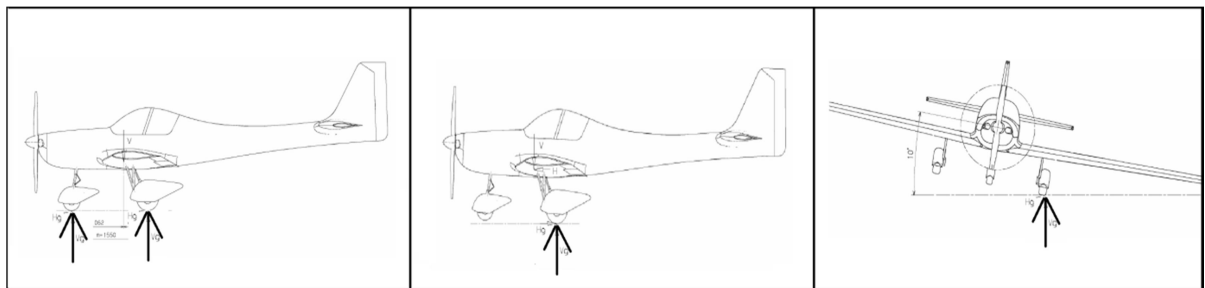
$\vec{v}_y$  = vetor eixo y [Adm.];

$\vec{v}_z$  = vetor eixo z [Adm.];

### 2.7.3 Cargas no conjunto trem de pouso

Segundo a FAR-PART 23 (2002), há três formas de aterragem: pouso em três rodas do conjunto, pouso nas duas rodas do trem principal e pouso em uma roda do trem principal. Rodrigues (2014) menciona que o pouso mais crítico é aquele feito em somente uma roda do trem principal, pois é nele que são gerados os maiores esforços que a estrutura deve suportar. Na Figura 9, podem ser vistas as três situações: A, B e C respectivamente como mencionado.

Figura 9: Primeira situação de pouso A, segunda situação B e terceira situação C



**Fonte:** Adaptado de Rodrigues, 2014, p. 107.

Para a definição das cargas atuantes no pouso a FAR-PART 23 (2002, p. 32) define na seção 473:

O peso requerido para a análise dos esforços no trem de pouso deve ser o máximo projetado para decolagem;

O fator de carga de inércia utilizado para o design proposto não deve ser menor de 2,67, nem o fator de carga das reações do solo não deve ser menor que 2 em situação de máximo peso projetado, ao menos que esses valores mais baixos não sejam excedidos ao taxiar em velocidades de decolagem em terrenos tão grosseiros quanto o esperando em serviço;  
(FAR-PART 23, 2002, p. 32).

A carga vertical e a carga horizontal de pouso em somente uma roda do trem principal podem ser calculadas através das Eq. (5) e Eq. (6).

Eq. (5) – Carga vertical na roda do trem principal

$$F_v = W \cdot ng \quad (5)$$

Eq. (6) – Carga horizontal na roda do trem principal

$$F_h = W \cdot ng \cdot 0,4 \quad (6)$$

Onde:

$F_v$  = força vertical [N];

$W$  = peso total da aeronave [N];

$ng$  = fator de carga das reações do solo [Adm.];

$F_h$  = força horizontal [N];

Para as cargas laterais no trem principal, FAR-PART 23 (2002, p. 33) prevê na seção 485, que a aeronave esteja em voo nivelado com as duas rodas tocando o solo e para isso, um fator de carga de 0,83 da carga estática é empregado, sendo que metade desse valor esta atuando internamente em um único lado.

Já para a definição das cargas do trem de pouso frontal, a FAR-PART 23 (2002, p. 34) define na seção 499: “para cargas dianteiras, o valor do componente vertical deve ser 225% da carga estática, e baseada nesta, 40% do valor é aplicado para a componente horizontal e 70% para a componente lateral”.

Para fazer o cálculo da carga estática aplicada conforme mencionado acima segundo a FAR-PART 23 (2002), a Eq. (7) deve ser aplicada.

Eq. (7) – Carga estática

$$F_v = [A/(A + B)] \cdot W \quad (7)$$

Onde:

$F_v$  = força vertical [N];

$A$  = cota do cg do avião ao centro do rodado do trem de pouso frontal [m];

$B$  = cota do cg do avião ao centro do rodado do trem principal [m];

$W$  = peso total da aeronave [N];

#### 2.7.4 Cargas na empenagem

A empenagem é considerada a cauda do avião. Ela fica situada no extremo posterior do mesmo e as cargas que atuam durante o voo sob a fuselagem do avião originadas neste componente, surgem tanto na superfície horizontal, quanto na superfície vertical dos estabilizadores. Ambas são calculadas por equações diferenciais que levam em conta a aceleração angular das piores manobras do avião.

Seguindo os requisitos da norma FAR-PART 23 (2002, p. 29) seção 423, para se definir a carga imposta na superfície horizontal da empenagem na fuselagem, duas condições devem ser aplicadas:

- Manobras que partem da condição de carga de equilíbrio até a carga limite;
- Manobras que partem de carga limite até a carga de equilíbrio.

De forma geral, essas duas condições são explicadas da seguinte forma: o comando impõe uma deflexão da superfície para manobrar o avião, após o avião estar na posição desejada o comando retorna a sua posição original, isso gera tanto cargas negativas como positivas na superfície no decorrer da manobra.

Seguindo este princípio, cargas de equilíbrio devem ser somadas com cargas adicionais de manobras que variam conforme a aceleração angular. A Eq. (8), segundo PEARSON (1950) traz resultados teóricos para as situações descritas.

Eq. (8) – Carga na superfície horizontal da empenagem

$$\Delta L_t = \Delta L_{t\alpha} + \Delta L_{t\ddot{a}} + \Delta L_{t\ddot{y}} + \Delta L_{tc} \quad (8)$$

Onde:

$\Delta L_t$  = variação de força total pelo tempo [N];

$\Delta L_{t\alpha}$  = variação de força pelo tempo gerada pelo momento conforme ângulo de ataque [N];

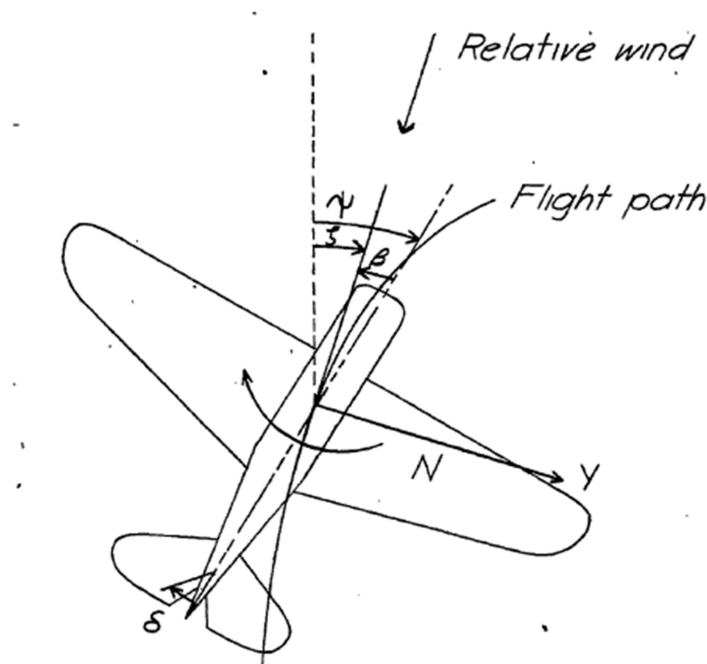
$\Delta L_{t\ddot{a}}$  = variação de força pelo tempo gerada pela sustentação conforme ângulo de ataque pelo tempo [N];

$\Delta L_{t\ddot{y}}$  = variação de força pelo tempo gerada pela aceleração angular [N];

$\Delta L_{tc}$  = variação de força pelo tempo vindo do momento compensado da inclinação da superfície horizontal da empenagem [N].

Já quando tratando da superfície vertical da empenagem, também há algumas exigências impostas para se definir a última carga exigida pela estrutura, seguindo os requisitos da norma FAR-PART 23 (2002, p. 110) seção 441. Resumidamente, a estrutura deve ser capaz de suportar um ângulo de *yaw* ( $\zeta - \beta$ ) de 15 graus.

Figura 10: Ângulo de *yaw*



**Fonte:** Adaptado de NACA, 1947, p. 18.

As cargas na superfície vertical da empenagem são muito complicadas de serem definidas teoricamente, porém BOSHAR (1947) apresenta um modelo matemático que é capaz de encontrar dados com 86% de precisão, o que se torna aceitável quando se tratando em projeto.

As equações utilizadas para definição de cargas na superfície vertical da empangem são descrita pelo modelo de NACA (1947) e seu resultado final também segue os mesmos passos conforme definição de cargas na superfície horizontal da empenagem, através da Eq. (8).

Quanto a aplicação dos carregamentos na empenagem, a norma CS-VLA (2009, p. 1-C-10) parágrafo 447, ainda informa que podem ser de forma combinada. Para os esforços da superfície horizontal da empenagem 75% do valor deve ser aplicado, e para os esforços da superfície vertical da empenagem 100% do valor.

### **2.7.5 Cargas de inércia**

As cargas de inércia são as cargas geradas na fuselagem pela atração da gravidade sob os objetos atracados a ela. Para as cargas verticais de inércia deve ser considerado cada componente e seu peso, multiplicando seu valor pelo fator de carga máximo (negativo e positivo), assegurando a resistência para quando eles estiverem sob a ação da aceleração da gravidade em manobras. A carga deve ser aplicada como uma alavanca, com uma distância equivalente em relação à caverna em que o componente está atracado, segundo Iscold (entre 2000 e 2015).

## **2.8 MATERIAIS UTILIZADOS EM ESTRUTURAS DE AVIÕES**

Quanto menor o peso vazio da aeronave menor potência requerida para o avião se deslocar. Este é o motivo de grandes investimentos em redução de peso, buscando desenvolvimento de novos materiais mais leves com melhores propriedades mecânicas se comparado com os metais (NIU, 1995, p. 494).

Segundo o autor Niu (1995), o alumínio e o titânio vão continuar sendo os materiais mais utilizados por algum tempo nas estruturas das aeronaves, pelas suas boas características e baixa densidade, porém vão ter de continuar melhorando sua composição caso queiram continuar no mercado.

### **2.8.1 Compósitos**

O material que está entrando no mercado aeronáutico é o compósito, que possibilita fabricação de peças complexas, reduz custos que envolvem cura química em metais, tem características iguais ou melhores que os metais, simplificam a estrutura e ainda possibilita uma redução de peso de até 30%.

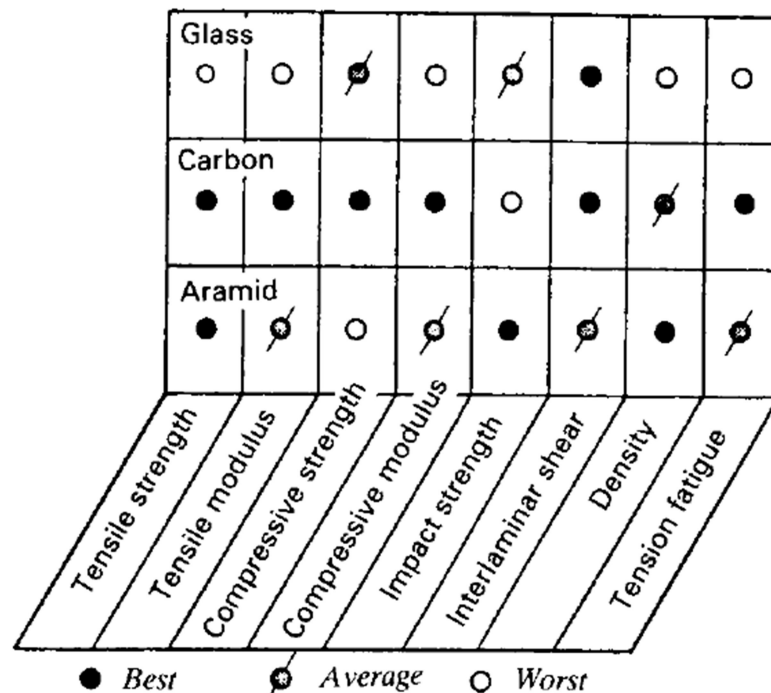
Estas características proporcionadas pelos compósitos podem ajudar os engenheiros a aumentar a carga útil, reduzir o consumo de combustível, melhorar a manobrabilidade e em geral a eficiência das aeronaves como um todo. Sem dúvida, o desenvolvimento dos

compósitos tem grande importância no mundo da Engenharia Aeronáutica, contudo, os engenheiros além de desenvolvê-los terão que fazer o balanço entre o custo, o tempo de vida (fadiga) e ainda aprimorar as técnicas de fabricação deles para usá-los de forma apropriada (NIU, 1995, p. 492).

Com o objetivo de desenvolver um material rígido como o metal, porém menos denso, iniciaram-se pesquisas em 1960 em busca de novos materiais, e nisso surgiram os chamados compósitos de acordo com Niu (1995). Hoje este material já alcançou a linha de produção e cada vez mais, substitui os metais nos componentes estruturais das aeronaves.

Os compósitos mais comuns são formados pela Fibra de Vidro, Fibra de Carbono (Grafite), Fibra de Kevlar (Aramida) e também pela Fibra de Boro. Em especial, entre as quatro citadas, a Fibra de vidro é a mais utilizada por compor componentes secundários, mas para estruturas complexas a Fibra de Carbono é a mais versátil nas aplicações conforme Figura 11, e isso tem feito o seu uso crescer dentro indústria aeronáutica. Ela pode ser encontrada no mercado em formato unidirecional ou bidirecional, e por fim, ainda é mais fácil de ser fabricada do que as demais.

Figura 11: Comparação das fibras mais usadas

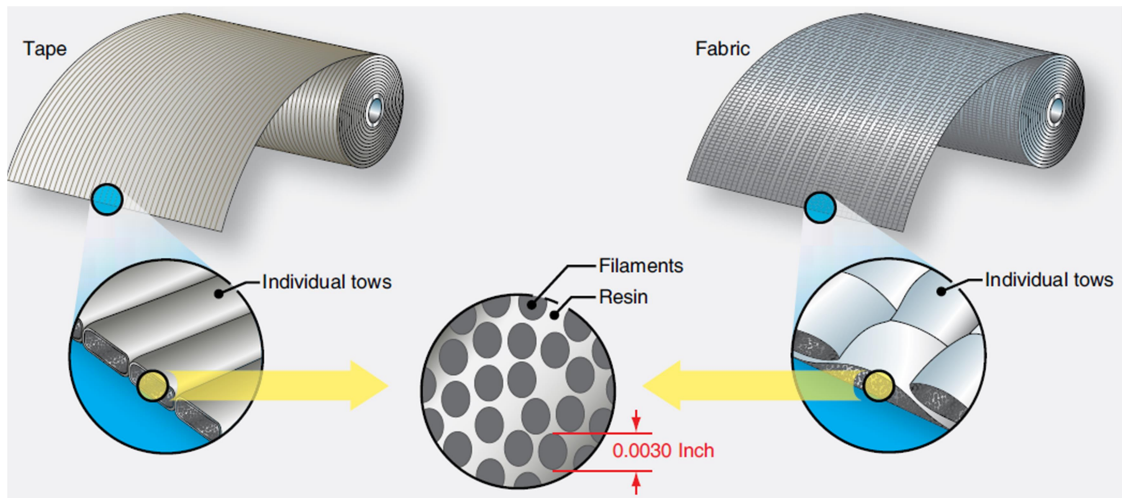


Fonte: Adaptado de Niu, 1995, p. 501.





Figura 13: Formação de uma fibra



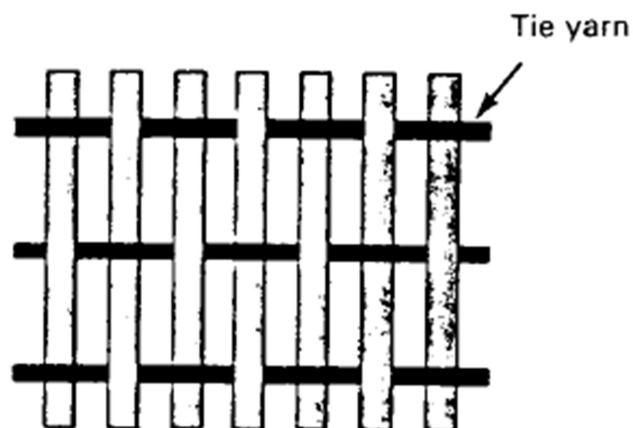
**Fonte:** Adaptado de FAA, 2012, p. 7-4.

A fibra unidirecional é formada por feixes amarrados em uma só direção, podendo ser orientada em diferentes ângulos ( $0^\circ / 45^\circ / 90^\circ$ ) para conferir as características mecânicas desejada.

Segundo FAA (2012), as fibras unidirecionais possuem maior resistência que as fibras bidirecionais, são mais adaptáveis, possuem características aerodinâmicas boas, porém um alto custo de fabricação pela necessidade de mão-de-obra envolvida.

O tecido unidirecional tem um fio de amarração entre seus feixes, seu formato pode ser visto na Figura 14.

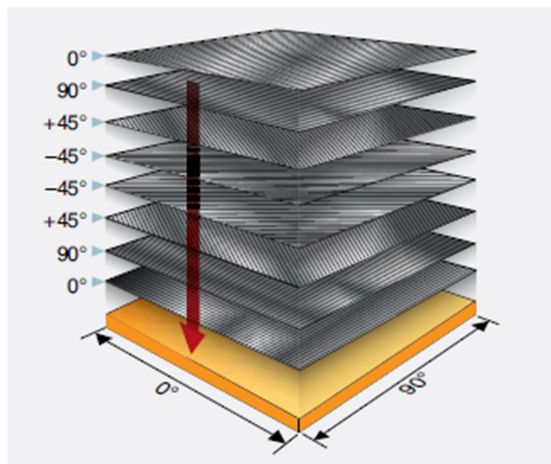
Figura 14: Fibra unidirecional



**Fonte:** Adaptado de Niu, 1995, p. 507.

A rigidez e a força dos tecidos unidirecional dependem principalmente da orientação das fibras (Figura 15), são elas que definem a aplicação ideal do conjunto. Segundo a FAA (2012, p. 7-2), “fibras com ângulo de orientação igual  $0^\circ$  são aplicadas para esforços axiais, com  $\pm 45^\circ$  são aplicadas para esforços de cisalhamento e com  $90^\circ$  para esforços laterais”. O conhecimento dessa orientação é de extrema importância tanto para o projeto, quanto para o reparo futuro do compósito.

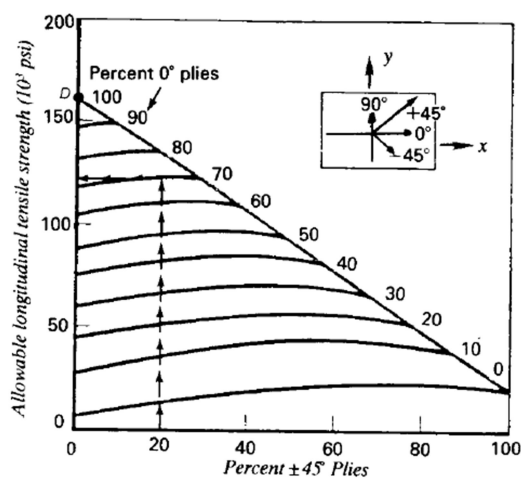
Figura 15: Orientação dos feixes



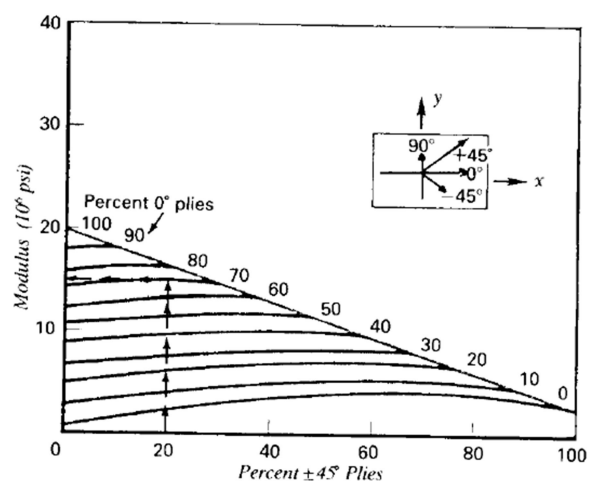
**Fonte:** Adaptado de FAA, 2012, p. 7-3.

Niu (1995), apresenta um pouco das características mecânicas conferidas por um compósito de fibra de carbono em diferentes ângulos na Figura 16.

Figura 16: Característica mecânica dos diferentes ângulos da fibra



(a) Tensile strength



(b) Modulus

**Fonte:** Adaptado de Niu, 1995, p. 507.

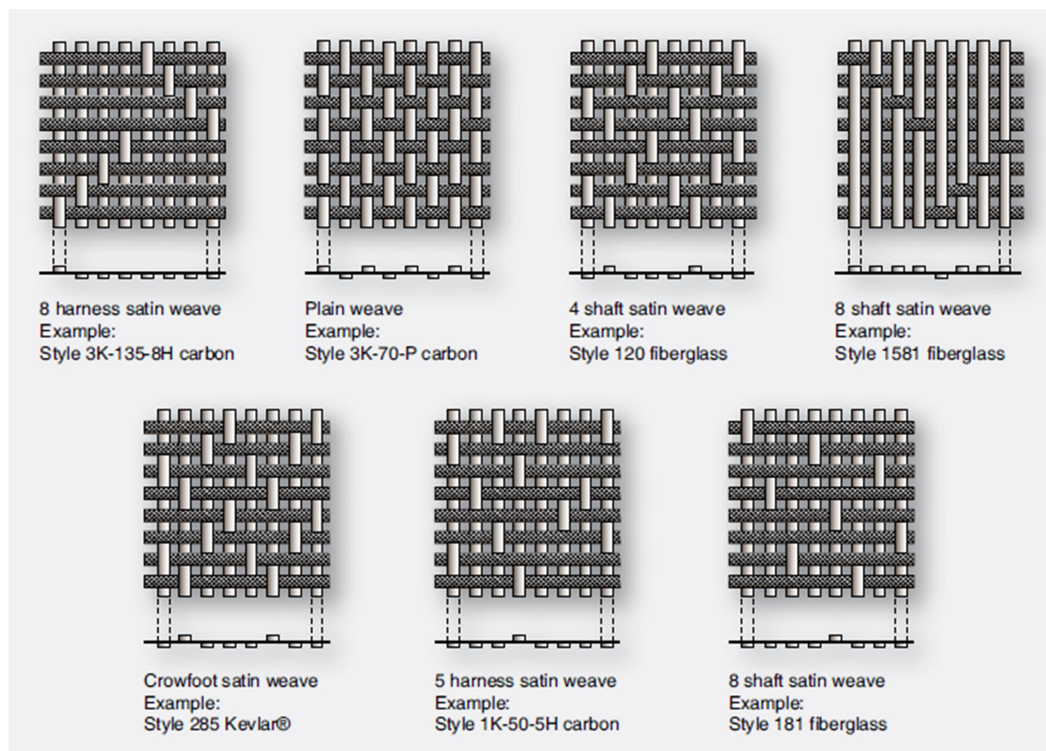
Nessa figura é visto a seleção de um tecido laminado com 20% dos feixes em  $\pm 45^\circ$ , 70% dos feixes em  $0^\circ$  e 10% dos feixes em  $90^\circ$ , conferindo assim, uma propriedade mecânica de 125000 psi de força de tração longitudinal e 15000000 psi de módulo.

Já as fibras bidirecionais são formadas por feixes cruzados entre si, sem amarração. Sendo puramente reforçadas com suas fibras, assim é necessário utilizar menos resina em seu processamento e isso a torna mais leve segundo (FAA, 2012, p. 7-3).

Esta configuração tem melhor versatilidade em aplicações de contornos, prove melhor processo de laminação e retrabalhos e tem um custo de fabricação menor por não necessitar de mão-de-obra, mas por outro lado as máquinas de tecer que a fabricam tem custo elevado. Ao contrário da fibra unidirecional, ela não tem tão boa característica aerodinâmica (NIU, 1995, p. 508).

Na configuração bidirecional diferentes formas de fabricação são possíveis, isso depende da configuração da máquina de tecer. Na Figura 17 apresentam-se alguns modelos mais típicos:

Figura 17: Fibra bidirecional



**Fonte:** Adaptado de FAA, 2012, p. 7-5.

E por fim, para formar o compósito as fibras são fixadas entre si por uma matriz de resina que as une fortemente, conferindo ótimas características adicionais. Segundo FAA (2012, p. 7-7) “a resina é um termo genérico para definir o polímero”, e este pode ser de diferentes tipos, os quais, dependendo da composição química, influenciam diferentemente no processo de fabricação dos compósitos.

Diferentes tipos de resinas foram desenvolvidos para melhorar a eficiência dos compósitos ou o seu processamento, que é feito à base de calor e pressão. Dependendo da utilização do compósito uma resina pode se aplicar melhor, Segundo Niu (1995, p. 496), as resinas existentes podem ser classificadas:

- Epóxi: mais amplamente utilizado; melhores características estruturais; máxima temperatura de uso de 200° F; fácil de processar; versões endurecidas já encontradas;
- Bismaleimide: temperatura máxima de uso de 350° F; fácil de processar; versões endurecidas ainda não encontradas;
- Polyimide: vários tipos de resinas; pode ser usado entre 500-600° F; dificuldade de processar; caro;
- Polyester: pobres características estruturais, não indicados a partes estruturais; fácil de processar;
- Phenolic: mesmas limitações do polyester; mais difícil de processar, mas possibilita uso em temperaturas mais altas com menos fumaça;
- Thermoplastics: melhora muito a resistência; capacidades de processamento únicas, mas também tem dificuldades de processar.

## **2.8.2 Estrutura Sanduíche**

A estrutura de sanduíche basicamente é formada por duas faces de fibras unidas (podendo ser de várias configurações conforme explicado no tópico 2.8) com um núcleo interno. Este núcleo interno confere características adicionais à estrutura, como por exemplo, rigidez, resistência à compressão e cisalhamento, alta resistência à flexão, além de leveza por ser de baixa densidade. O material utilizado depende muito das características desejadas, mas os mais usuais são: madeira, alumínio, polímeros, produtos alveolares, borrachas, entre outros (FAA, 2012, p. 7-12).

Sua fabricação é feita à base de vácuo, pressão ou esterilização. Isso garante a união de todo material com a matriz utilizada e possibilita a construção de geometrias mais complexas.

Na Figura 18 é visto a forma final de uma estrutura sanduíche.

Figura 18: Estrutura sanduiche



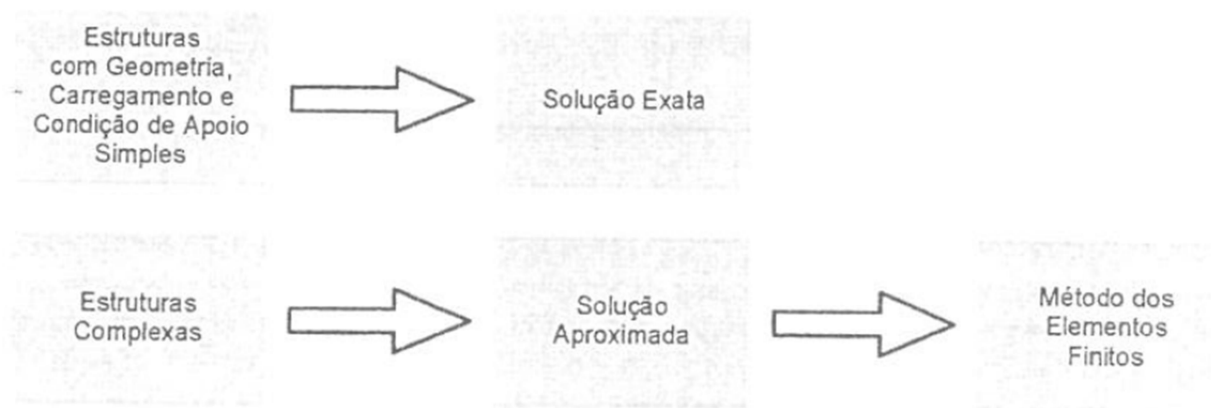
**Fonte:** Adaptado de FAA, 2012, p. 7-16.

## 2.9 MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

Os Métodos Analíticos Clássicos permitem a resolução de problemas com respostas exatas para análises estruturais simples, como estruturas de vigas simplesmente apoiadas. Porém, quando estes são utilizados para estrutura complexas como, por exemplo, o chassi de um carro, grandes simplificações são necessárias, tornando assim a solução dos métodos analíticos, pouco acurada (FILHO, 2000, p. 3).

O mesmo autor então menciona dois grandes caminhos a serem percorridos para análises estruturais:

Figura 19: Caminhos para soluções de análises estruturais



**Fonte:** Adaptado de FILHO, 2000, p. 3.

O Método de Elementos Finitos trabalha com a geometria dividida em pequenas partes chamadas de elementos. Estes elementos são unidos por nós, e formam a geometria contínua. Esta divisão permite que o problema complexo se torne vários problemas simples para o computador resolver com eficiência (MIRLISENNA, 2017). A partir disso, resultados aproximados são encontrados de forma mais acurada, dependendo somente da malha

(conjunto de elementos ligados por nós), que quanto mais refinada, mais resultados serão calculados, e mais aproximadas às respostas serão.

Este método ainda pode ser analisado de forma estática ou dinâmica, quando forças de inércia e acelerações são consideradas no componente sujeito aos carregamentos (AZEVEDO, 2003, p. 3). Juntamente a isto, o mesmo autor também menciona, que a análise pode ser considerada linear ou não-linear, ou seja, quando houver grandes deslocamentos da estrutura, maiores que a extensão, ela será considerada não-linear, por exemplo, ou então quando os materiais tiverem comportamentos variáveis em função do tempo.

### 3 METODOLOGIA

O presente trabalho utiliza a pesquisa bibliográfica para buscar em livros e materiais acadêmicos estudos relacionados com o tema em questão. Com isso, obteve-se todo o material de apoio referente à estrutura da fuselagem e os demais que a ele estão associados, sua importância e relevância. Através da pesquisa bibliográfica também se obteve conteúdo introdutório dos meios utilizados para realização do trabalho.

Já em busca de soluções para o problema de pesquisa, o trabalho busca seguir o método de pesquisa aplicada, aplicando métodos de análise de dimensionamento de estruturas encontrados na literatura e adotando um delineamento de estudo de caso, pois este permite definir um objeto e fazer o seu estudo aprofundado.

#### 3.1 MÉTODOS E TÉCNICAS

Para garantir que os objetivos do trabalho sejam cumpridos, esta pesquisa aplicada busca seguir os procedimentos descritos por Niu (1995) e Sen (2010), adaptando suas metodologias de forma a garantir, além de exigências regradas pelas normas FAR-PART 23 (2002), CS-VLA (2009) e SAEBRASIL (2015), melhor desenvolvimento do estudo conforme a necessidade do problema de pesquisa.

Desta forma, a decomposição das etapas necessárias até a conclusão do estudo pode ser listada conforme abaixo:

- 1 Especificar a função da aeronave e os critérios de design;
- 2 Verificar critérios a serem estudados;
- 3 Definir os materiais e suas propriedades;
- 4 Determinar cargas externas aplicadas;
- 5 Determinar cargas de inércia aplicadas;
- 6 Desenvolver Simulação de Elementos Finitos;
- 7 Checar e discutir resultados.

#### 3.2 MATERIAIS E EQUIPAMENTOS

Para ser possível a realização deste estudo, a utilização do software MathCad e do Excel foi essencial para solução das equações. Fez-se necessário, ainda, além do uso do software Ansys, para simulação estrutural de Elementos Finitos do componente estudado, o

uso do software SolidWorks para verificação de medidas, peso de componentes e modelamentos.

Fisicamente se fez necessário à utilização de balanças de precisão, notebook, livros de estudos, peças e componentes do avião e ferramentas.

### 3.3 DESCRIÇÃO DA AMOSTRA

Este trabalho foi realizado para fazer o estudo dimensional da fuselagem construída a base de compósito, polímero e compensados aeronáutico, utilizada em uma aeronave da Equipe Masbáh AeroDesign, no ano de 2015, do tipo avião monomotor cargueiro, sendo ainda, um aeromodelo rádio controlado.

### 3.4 COLETA DE DADOS

Com o levantamento dos *inputs* de outras áreas de projeto da Equipe Masbáh AeroDesign, dados de componentes comprados, pesquisas bibliográficas, normas nacionais e internacionais, se realizou a coleta dos dados necessários para a resolução do problema de pesquisa deste trabalho.

### 3.5 ANÁLISE DOS DADOS

Baseada em simulações de Elementos Finitos, as análises relacionam parâmetros mecânicos do componente estudado com *outputs* em gráficos e imagens intuitivas para melhor visualização e comparação dos resultados.



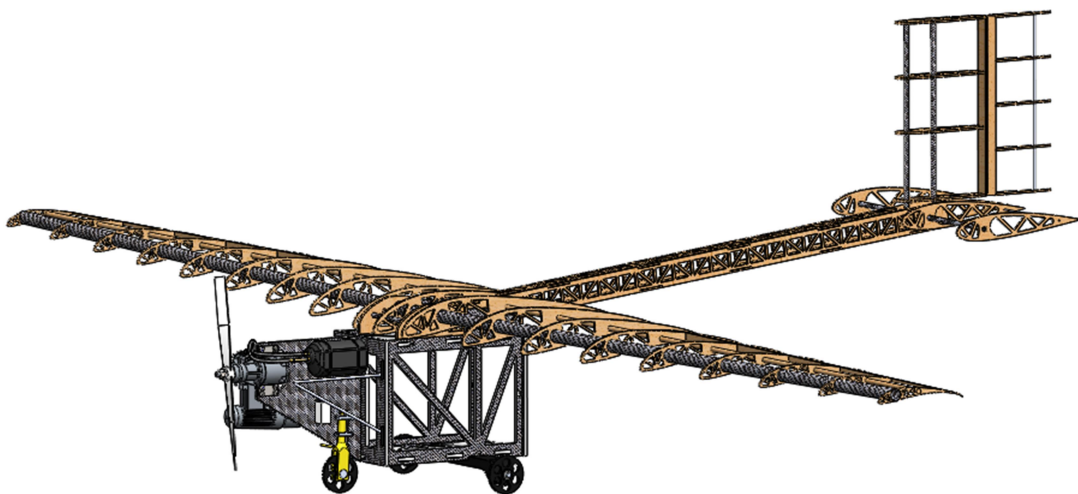
## 4 APRESENTAÇÃO E ANÁLISE DE RESULTADOS

### 4.1 DEFINIÇÃO DA FUNÇÃO DA AERONAVE E CRITÉRIOS DE DESIGN

A modelagem da aeronave feita pela equipe no ano de 2015 busca uma estrutura de baixo peso e com bastante alívio, levando em conta ainda, as dimensões máximas impostas no regulamento da competição SAE AERODESIGN do ano. Na Figura 20, é possível visualizar o modelo final da aeronave com a fuselagem exposta, nela também é visto sua geometria que foi previamente desenhada sem uma análise anterior.

Na Figura 20 é visto também que, a estrutura é composta por uma geometria baseada no formato de treliça em boa parte de sua extensão. Basicamente, a fuselagem possui um componente para cada face, e estes estão unidos de forma fixa através de epóxi, além de parafusos em alguns pontos chaves, para dar o formato final da estrutura.

Figura 20: Modelo 3D da aeronave



**Fonte:** O Autor (2017).

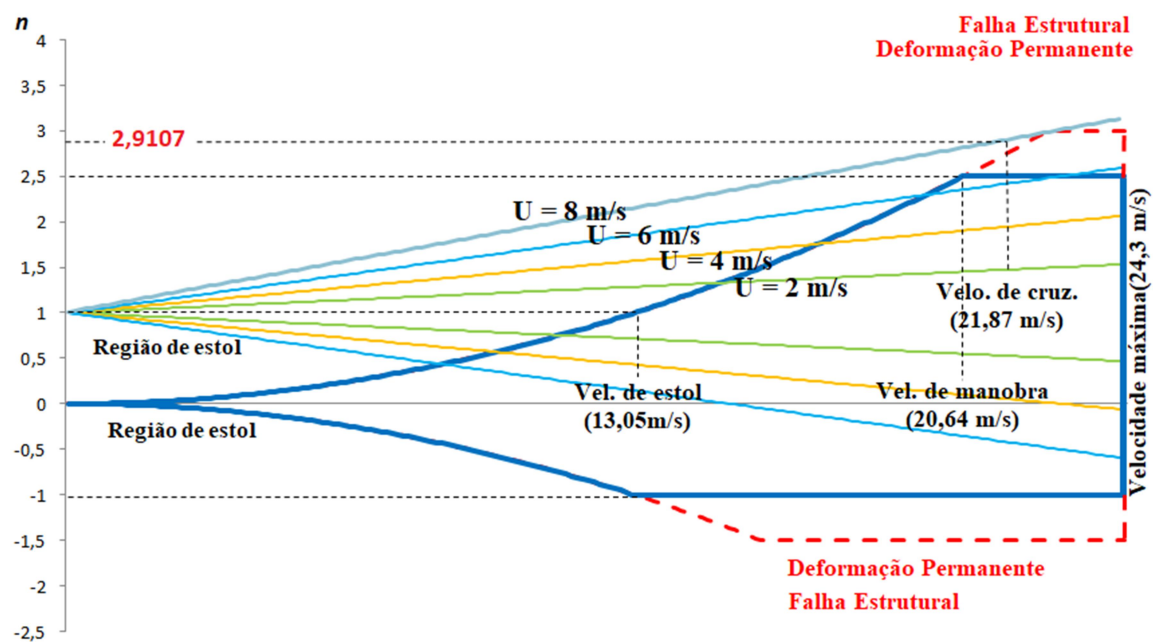
Como visto na Figura 20, a aeronave possui um único motor OS 0.55 AX, acoplado ao nariz. O peso total da aeronave é de 12,63 kg, contando com a carga máxima de transporte. Seu principal objetivo é realizar baterias de voos carregando um peso em seu compartimento carga.

Por experiência da Equipe MasBáh AeroDesign, as aeronaves são construídas para realização de 10 a 15 voos durante o seu uso. Cada voo caracteriza uma missão que a aeronave deve realizar, sendo elas de cerca de 5 minutos em altitudes máximas de 3200

metros a cima do nível do mar, em São José dos Campos – SP, com velocidade máxima calculada de 24,3 m/s.

O gráfico da Figura 21, proporcionado pela resolução das equações do tópico 2.7.1, com a utilização de planilhas de calculo da Equipe Masbáh Aerodesign (Anexo B), representa as curvas do diagrama V-n, nas quais é possível ver as cargas que o avião está submetido durante sua missão desempenhada nas condições descritas acima.

Figura 21: Diagrama combinado de manobra e rajada



**Fonte:** O autor (2017).

A Tabela 1 apresenta as variáveis envolvidas, providas pelas outras áreas de estudo envolvidas no projeto.

Tabela 1: Valores de entrada para cálculos do diagrama V-n

Variável	Valor	Medida	Área Responsável
W	123,9	N	Estabilidade
$\rho$	0,875	kg/m <sup>3</sup>	Desempenho
a	4,83241	Adm.	Aerodinâmica
U <sub>g</sub>	2 a 8	m/s	Literatura
n	2,5	Adm.	Literatura
S	0,72785	m <sup>2</sup>	Aerodinâmica
$\Delta V$	0 a 24,3	m/s	Desempenho
Cl	2,2816	Adm.	Aerodinâmica
K <sub>g</sub>	0,87912064	Adm.	Cargas e estruturas

**Fonte:** Adaptado de: Equipe Masbáh Aerodesign (2015).

O gráfico da Figura 21 representou, que o maior fator de carga que a aeronave estará exposta durante as suas missões, é de 2,091 em velocidade de cruzeiro sob ação de rajadas de vento máxima de até 8 m/s, onde a estrutura poderá estar sofrendo danos permanentes. Este valor será de extrema importância para encontrar as cargas que deverão ser avaliadas nos critérios de design ao dimensionar a fuselagem.

## 4.2 DEFINIÇÃO DOS CRITÉRIOS A SEREM ESTUDADOS

Os cinco critérios de validação de uma estrutura da fuselagem a serem analisados foram descritos na literatura (tópico 2.4), porém no caso de projeto da aeronave da Equipe MasBáh Aerodesign, alguns dos levantados não se fazem necessários.

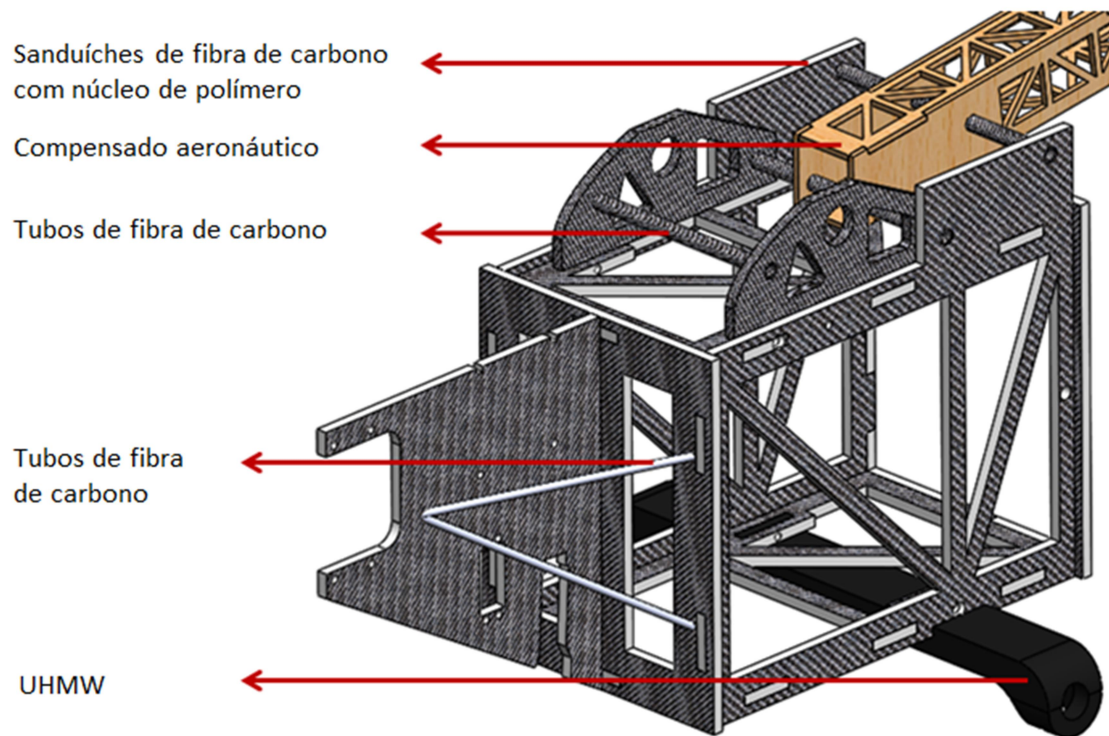
Por exemplo, os pontos relacionados à fadiga não são necessários, pois, como descrito no tópico 4.1, a aeronave somente realizará de 10 a 15 voos e neste curto tempo de uso a estrutura não chegara a fadigar. A força residual da estrutura danificada também não será necessária, pois a aeronave deve ser dimensionada para não sofrer danos durante sua missão para conseguir validar suas baterias de voo. E por fim, as tensões térmicas só se fazem necessárias para aviões supersônicos que não é o caso do avião em estudo.

Desta forma, somente a última carga estática será o suficiente para garantir uma estrutura confiável para a fuselagem. Estas cargas de esforços serão calculadas conforme foi descrito no tópico 2.7, e serão apresentadas na sequência do trabalho.

## 4.3 DEFINIÇÃO DE MATERIAL E SUAS PROPRIEDADES

A fuselagem é formada por materiais ortotrópicos (propriedades térmicas e mecânicas diferentes em todas as direções), como os componentes formados de compensado aeronáutico e fibras de carbono, e por materiais isotrópicos como o trem de pouso e os núcleos dos sanduiches, ambos de polímero. A parte anterior da fuselagem é basicamente composta por componentes de fibra de carbono, já a parte posterior dela é composta por compensado aeronáutico. Na Figura 22, é visto de forma clara os componentes e seus respectivos materiais.

Figura 22: Componentes e seus materiais



**Fonte:** O Autor (2017).

O sanduíche é formado por um laminado de fibra de carbono de 3 camadas de tecidos com 3000 filamentos por feixe e orientados em 0/90°. O laminado possui 50% de volume de fibra na relação fibra/epóxi proporcionando as propriedades mecânicas que estão destacadas na Tabela 2 e que são ensaiadas conforme norma guia ASTM D4762, pelo fornecedor STE Parts. Já o núcleo do sanduíche é formado por uma espuma de PVC de 100g/cm<sup>3</sup>, o qual possui um módulo de elasticidade de 130 MPa, uma resistência a tração de 3,5 MPa e um coeficiente de Poisson de 0,4, segundo Anexo A.

Tabela 2: Propriedades mecânicas do compósito

Material: compósito	Valor	Medida
Orientação das fibras	0/90	Graus
Coef. de Poisson sentido longitudinal	0,26	Adm.
Coef. de Poisson sentido transversal	0,26	Adm.
Res. a Tração sentido longitudinal	93,83	MPa
Res. a Tração sentido transversal	93,83	MPa
Módulo de Young no sentido longitudinal	24390	MPa
Módulo de Young no sentido transversal	24390	MPa
Res. ao Cisalhamento	39,53	MPa

**Fonte:** Adaptado de: STE Parts (2017).

Pelo fato da Equipe Masbáh Aerodesign não possuir mais o material e ser de fornecedor desconhecido, os tubos de fibra de carbono analisados foram retirados de literaturas para servir como exemplo. Desta forma, eles são formados por fibras longitudinais, com volume de 60% fibra/epóxi, proporcionando as propriedades mecânicas aproximadas conforme especificado na Tabela 3, segundo fornecedor Performance Composites (2017).

Tabela 3: Propriedades mecânicas dos tubos

Material: tubos Ø8mm e tubos Ø4mm	Valor	Medida
Orientação das fibras	0	Graus
Coef. de Poisson sentido longitudinal	0,3	Adm.
Coef. de Poisson sentido transversal	0,3	Adm.
Res. a Tração sentido longitudinal	1500	MPa
Res. a Tração sentido transversal	50	MPa
Módulo de Young no sentido longitudinal	135000	MPa
Módulo de Young no sentido transversal	10000	MPa
Res. ao Cisalhamento	70	MPa

**Fonte:** Adaptado de: Performance Composites (2017).

O compensado aeronáutico também teve suas propriedades retiradas de literaturas para análise, mas há um processo padrão do ITP – Instituto Tecnológico de Pesquisa – a ser seguido para a sua fabricação. Ele tem suas fibras longitudinais de Pinho do Paraná (Araucária Angustifolia) e possui as propriedades mecânicas especificadas na Tabela 4, segundo Avião Experimental (apud IPT – Instituto de pesquisa Tecnológica, 2017) e USDA (2010).

Tabela 4: Propriedades mecânicas do compensado aeronáutico

Material: compensado aeronáutico	Valor	Medida
Orientação das fibras	0	Graus
Coef. de Poisson sentido longitudinal	0,37	Adm.
Coef. de Poisson sentido transversal	0,40	Adm.
Res. a Tração sentido longitudinal	107,08	MPa
Res. a Tração sentido tangencial	76,78	MPa
Módulo de Young no sentido longitudinal	11817,0	MPa
Módulo de Young no sentido tangencial	7070,6	MPa
Res. ao Cisalhamento	6,7	MPa

**Fonte:** Adaptado de: Avião Experimental (2017) e USDA (2010).

Por fim, o UHMW que possui um modulo de elasticidade de 1000 MPa, um coeficiente de Poisson de 0,46 e um resistência a tração de 24 MPa, conforme fornecedor Profissional Plastics (2017).

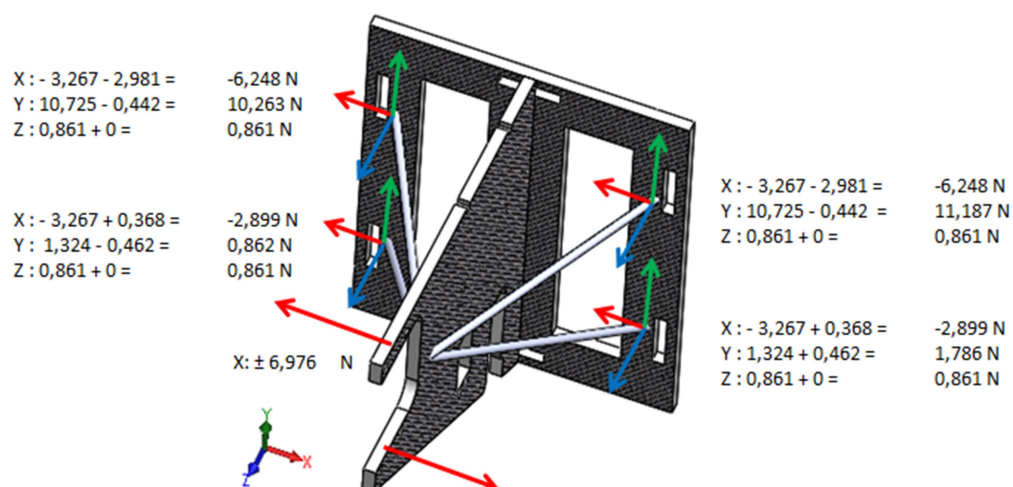
#### 4.4 DETERMINAÇÃO DAS CARGAS EXTERNAS APLICADAS

Neste tópico do trabalho foram definidas as cargas últimas que a fuselagem deve suportar em situações críticas de design. Elas foram calculadas conforme as normas FAR-PART23 e CS-VLA exigem (cálculos mostrados nos tópicos 2.7.1 ao 2.7.5) e serão utilizados posteriormente na simulação de Elementos Finitos. Todos os valores serão apresentados em vetores (x; y; z) e cada eixo terá sua respectiva cor.

##### 4.4.1 Cargas no berço do motor

Os esforços na atracação do motor foram calculados conforme Apêndice D, seguindo os exemplo de Iscold (entre 2000 e 2015) e as normativas da FAA (2012). Desta forma foram encontrados os seguintes componentes vetoriais de forças, conforme Figura 23, nas quatro atracções da fuselagem. Vale ressaltar que estes valores são somatórios de esforços de inércia lateral e longitudinal do seu conjunto, cujo peso total é de 0,88 kg, e de esforços do torque do motor, sendo ele máximo de 516,20 N.mm em situação de decolagem, conforme valores calculados pela área de desempenho da Equipe Mashbáh Aerodesign.

Figura 23: Componentes vetoriais na atracação do berço do motor



**Fonte:** O Autor (2017).

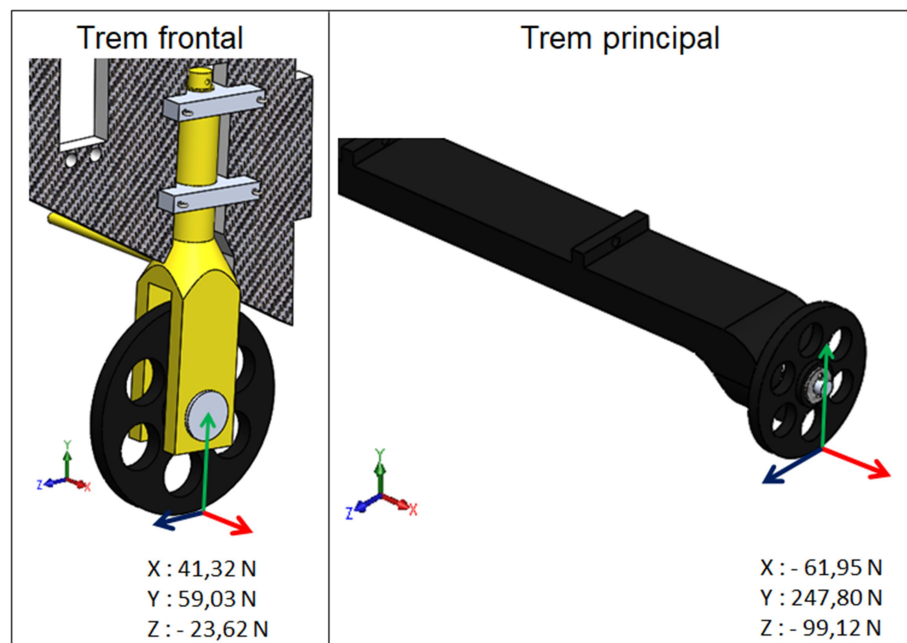
Estas indicações representadas na Figura 23 mostram exatamente como os carregamentos serão aplicados na simulação posteriormente, seguindo as coordenadas cartesianas destaca com as mesmas cores dos eixos da imagem. As setas aplicadas somente na direção X, bem no bico do berço do motor, representam o esforço diretamente na fixação do mesmo.

#### 4.4.2 Cargas nos trens de pouso

Os esforços no trem de pouso foram calculados para situações críticas, conforme descrito no tópico 2.7.3. Sendo assim, se considerou o pior pouso, sendo ele em somente uma roda do trem principal, estando o avião com o máximo de carga, ou seja, 123,9 N de peso total e com reações do solo iguais a 2. Da mesma forma para a carga estática no trem de pouso frontal, os mesmos valores foram considerados.

Os cálculos podem ser vistos no Apêndice C e os componentes vetoriais de forças resultantes encontrados, tanto para o trem de pouso frontal, quanto para o trem de pouso principal, são vistos na Figura 24.

Figura 24: Componentes vetoriais nos trens de pouso



**Fonte:** O Autor (2017).

Como representado na Figura 24, essa será a forma de aplicação dos carregamentos na simulação, seguindo as coordenadas cartesianas da mesma forma que explicado no tópico anterior.

#### 4.4.3 Cargas na empenagem

Os esforços sofridos pela fuselagem originados pelos carregamentos na empenagem são dois: um deles é consequência da deflexão da superfície vertical e outro da deflexão da superfície horizontal. Os cálculos para estes dois carregamentos podem ser vistos nos Apêndices B e E, onde eles foram calculados seguindo os princípios descritos no tópico 2.7.4.

Para ambos, alguns valores de outras áreas da Equipe Masbáh Aerodesign foram necessários como dados de entrada para os cálculos. Estes podem ser vistos na Tabela 5.

Tabela 5: Valores de entrada para cálculos de carregamentos na empenagem

Variável	Valor	Medida	Área Responsável
W	123,9	N	Estabilidade
$\rho$	0,875	kg/m <sup>3</sup>	Desempenho
bt	0,19	m	Aerodinâmica
bv	0,28	m	Aerodinâmica
b	2,65	m	Aerodinâmica
xt	0,934	m	Estabilidade
xv	-0,985	m	Estabilidade
St	0,0836	m <sup>2</sup>	Aerodinâmica
Sv	0,0784	m <sup>2</sup>	Aerodinâmica
S	0,72875	m <sup>2</sup>	Aerodinâmica
$d\epsilon d\alpha$	0,332	Adm.	Estabilidade
K	1,15	Adm.	Estabilidade
V	21,87	m/s	Desempenho
N	2,9107	Adm.	Calculado
$\eta_{tv}$	1	Adm.	Estabilidade
$\eta_{th}$	1	Adm.	Estabilidade
CL $\alpha$	2,979	Rad <sup>-1</sup>	Aerodinâmica
CmCL	0,198	Rad <sup>-1</sup>	Aerodinâmica
CL $\delta$	2,979	Rad <sup>-1</sup>	Aerodinâmica
Cm $\delta$	-0,688	Rad <sup>-1</sup>	Estabilidade
Cm $\alpha$	0,438	Rad <sup>-1</sup>	Estabilidade
CL $\alpha$	5,042	Rad <sup>-1</sup>	Aerodinâmica
$\sigma\beta$	0,22	Adm.	Estabilidade
Cy $\beta$	-8,59	Rad <sup>-1</sup>	Estabilidade
Cn $\beta$	-0,092	Rad <sup>-1</sup>	Estabilidade
CL $\delta v$	1,83	Rad <sup>-1</sup>	Aerodinâmica
CL $\delta v$	1,23	Rad <sup>-1</sup>	Aerodinâmica
Cm $\delta v$	-0,066	Rad <sup>-1</sup>	Estabilidade

**Fonte:** O Autor (2017).

Ainda foi necessário calcular o raio de giro para as duas direções. Seguindo os conceitos de Miller (1932), encontra-se uma constante avaliando as proporções do avião em suas tabelas de estudo. Para o Ky (raio de giro em torno do eixo y), por exemplo, foi encontrado um valor de 0,0140, tendo um comprimento do avião de 1500,41mm e a largura



de 2650mm. Isso é aplicado no Eq. 9, conforme Apêndice E, para então encontrar um valor de 0,360298 para o raio de giro em Y.

Eq. (9) – Raio de giro

$$K_y = \sqrt{((m * C * (l^2 + h^2)))/m)} \quad (9)$$

Onde:

$K_y$  = raio de giro eixo y [Adm.]

$C$  = constante [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ];

$m$  = massa total [kg];

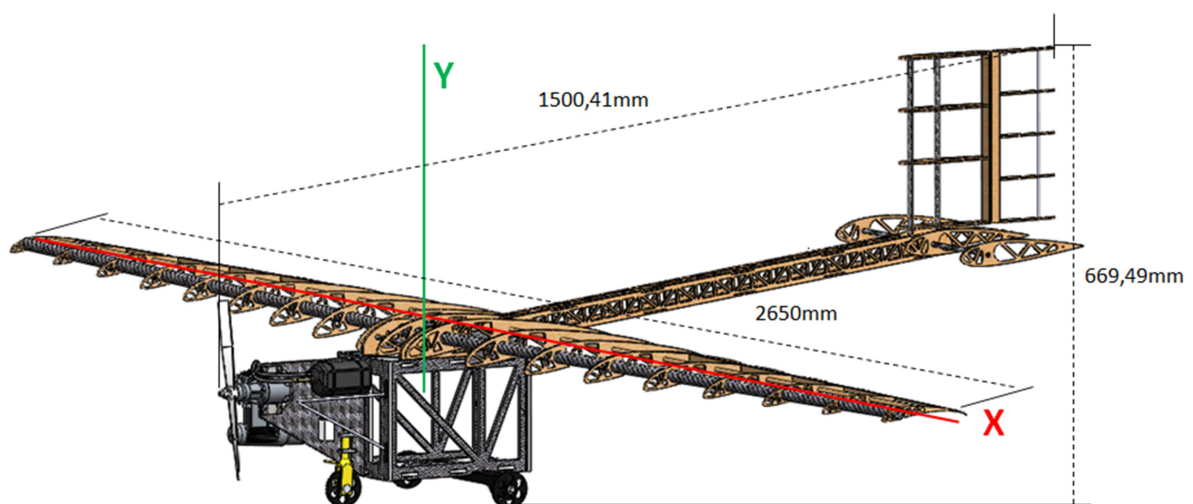
$l$  = comprimento [m];

$h$  = altura ou largura [m];

Já para o cálculo de raio de giro  $K_x$ , foi encontrado um valor para a constante de 0,0389, sendo que o comprimento é de 1500,41mm e a altura do avião é de 669,49mm. Com isso, foi encontrado um raio de giro em torno do eixo X de 0,326475, conforme Apêndice B.

Na Figura 25, pode ser visto estas dimensões acima citadas e os dois eixos de giro estudados.

Figura 25: Raio de giro

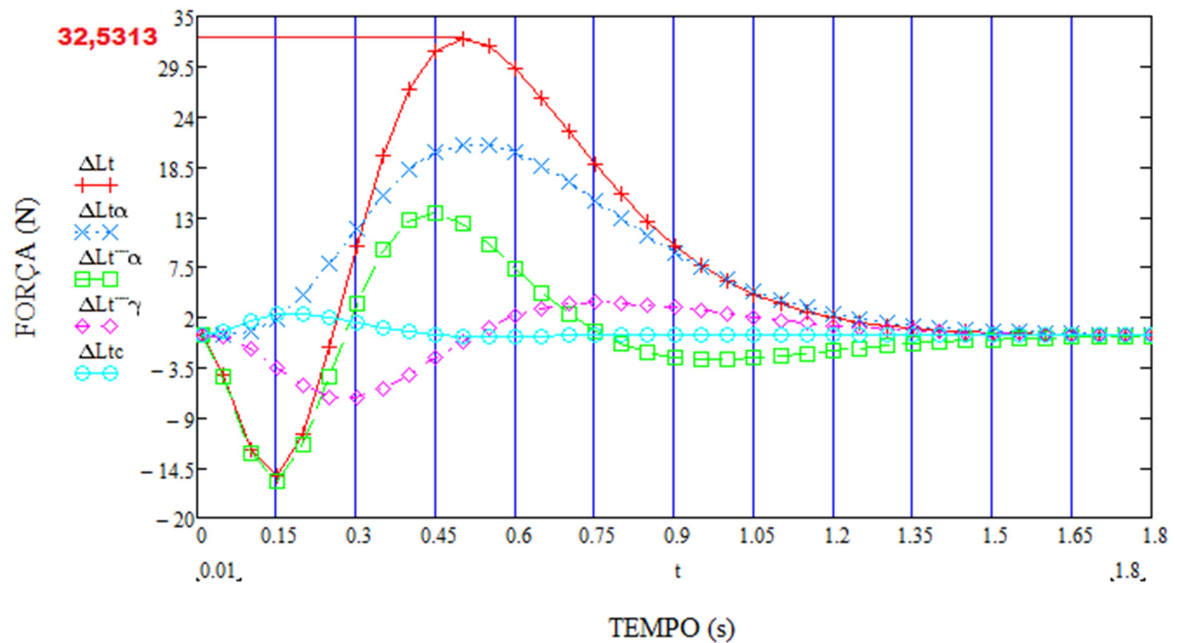


**Fonte:** O Autor (2017).

Os carregamentos encontrados na superfície horizontal da empenagem durante manobras podem ser vistos no gráfico da Figura 26. Estes valores são explicados da seguinte forma: quando a superfície horizontal da empangem recebe o comando para entrar em movimento, ela sofre um esforço negativo. Após isso, quando o avião estiver chegando a sua

nova rota, ela sofre outro esforço positivo para conseguir manter o avião em sua nova direção. Isto descreve o que a norma FAA (2012) requer, ou seja, esforços que parte de repouso ao seu máximo nas duas direções. O gráfico da Figura 26 ainda apresenta o valor máximo de esforço sofrido de 32,5313 Newtons, que será utilizado na Simulação de Elementos Finitos.

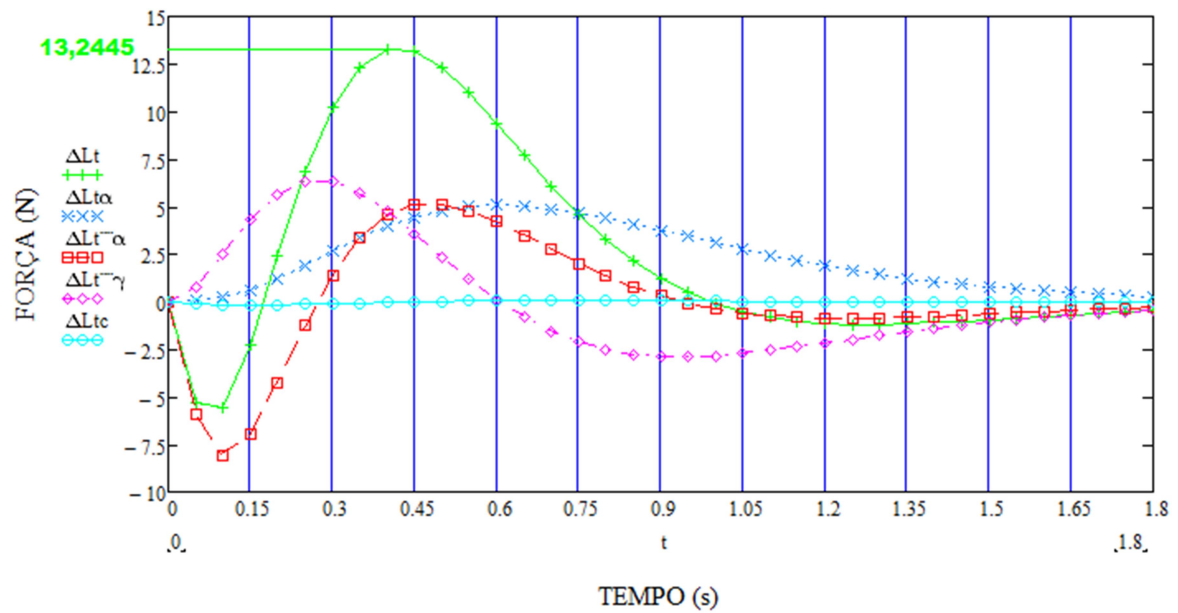
Figura 26: Carregamentos na superfície horizontal da empenagem



**Fonte:** O Autor (2017).

Já os carregamentos encontrados para a superfície vertical da empenagem podem ser visto no gráfico da Figura 27. Estes valores podem ser explicados da mesma forma que para a superfície horizontal da empenagem. Foram encontrados para ângulos de *sideslip* ( $\beta$ ) já acima do esperado, cujo valor máximo é de 15,809 graus, e o seu máximo esforço de carregamento calculado é de 13,2445 Newtons.

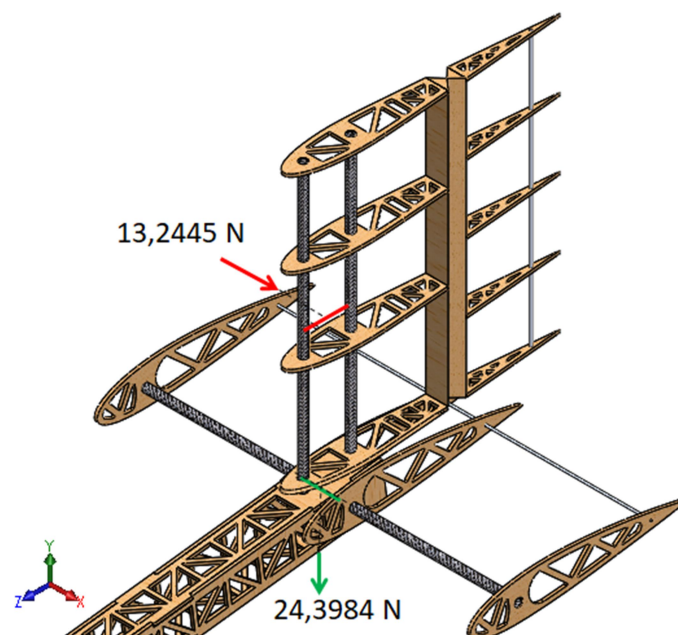
Figura 27: Carregamentos na superfície vertical da empenagem



Fonte: O Autor (2017).

Estes dois esforços são aplicados de forma combinada na simulação, conforme tópico 2.7.4. Sendo assim, o valor do carregamento horizontal se torna 24,3984 N e o carregamento vertical se mantém 13,2445 N. Eles são aplicados no centro da envergadura de cada superfície na longarina de fixação da fuselagem, conforme Figura 28.

Figura 28: Carregamentos da empenagem aplicados



Fonte: O Autor (2017).

#### 4.5 DETERMINAÇÃO DAS CARGAS DE INÉRCIA APLICADAS

Para assegurar que o avião suporta todas as suas cargas, também é necessário aplicar as cargas de inércia envolvidas de seus componentes com o máximo de fator de carga que ele estará sujeito em manobras críticas. Para isso, os valores de peso dos conjuntos e sistemas do avião foram multiplicados pelo fator máximo de carga, calculado no tópico 4.1.

Vale ressaltar que o peso do conjunto berço do motor não se faz necessário neste ponto, pois já foram aplicados conforme tópico 4.4.1.

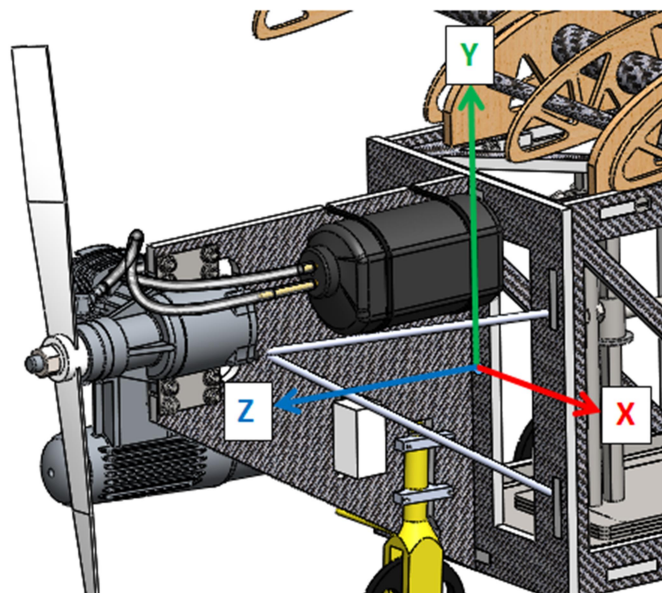
Tabela 6: Carregamentos de inércia dos componentes

Componentes	Pesagem (kg)	Fator +Vn	kg. +Vn (kg)	x (mm)	y (mm)	z (mm)
fuselagem	0,255	2,9107	0,7422285	0,00	20,00	-125,00
Carga	9,63	2,9107	28,030041	0,00	0,00	-121,50
Comp. Elétricos	0,095	2,9107	0,2765165	0,00	110,00	-64,90
Estrutura posterior	0,095	2,9107	0,2765165	0,00	157,50	-497,50
Trem principal	0,168	2,9107	0,4889976	0,00	-89,50	-164,75
Superfície H	0,129	2,9107	0,3754803	0,00	220,76	-1004,00
Superfície V	0,097	2,9107	0,2823379	0,00	337,37	-1024,50
Asa	0,544	2,9107	1,5834208	0,00	125,82	-129,40

**Fonte:** O Autor (2017).

Na Tabela 6, pode ser vistos os valores dos carregamentos de inércia e também seus respectivos locais de aplicação em coordenadas cartesianas, sendo que a origem do modelo se apresenta conforme Figura 29.

Figura 29: Coordenada cartesiana global

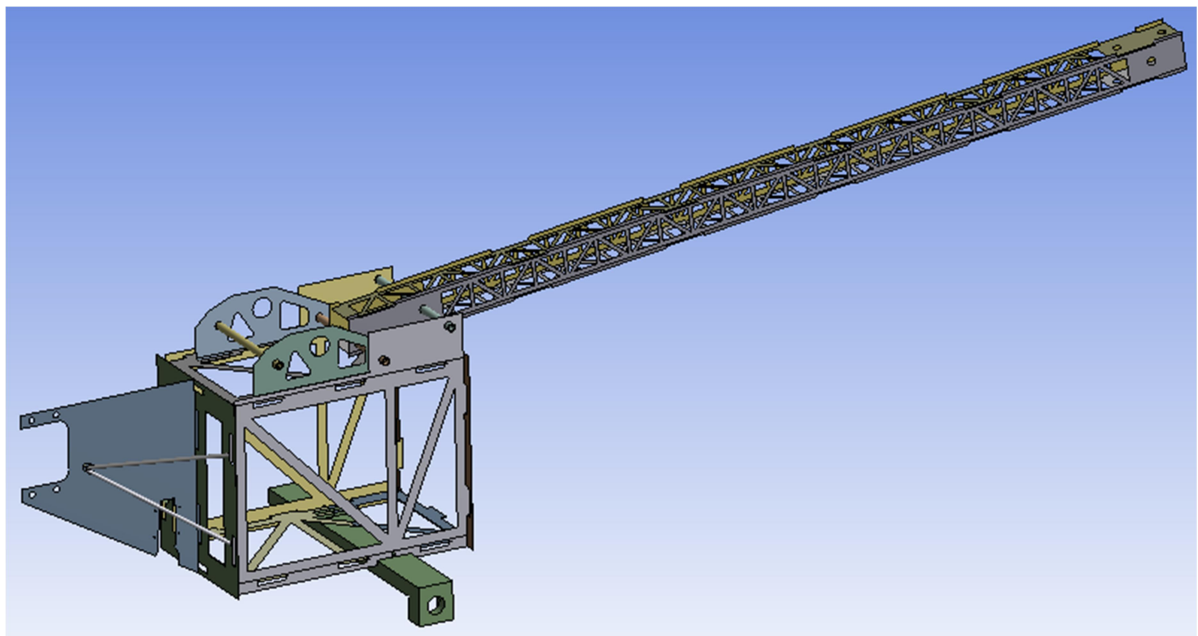


**Fonte:** O Autor (2017).

#### 4.6 SIMULAÇÃO ESTRUTURAL DE ELEMENTOS FINITOS

Depois de encontrado todos os carregamentos exigidos por norma para garantir a integridade da estrutura da fuselagem do avião, foi iniciado o trabalho no modelo. Primeiramente foi feito a simplificação e união fixa das geometrias no Space Clean (recurso de trabalho com geometria no Ansys), somente da fuselagem (objeto em estudo) e do trem de pouso que influencia nos resultados. Esta simplificação ficou conforme Figura 30, onde pode ser visto alguns elementos de casca (painel sanduíche, compensado aeronáutico) e outros sólidos (trem de pouso e tubos de fibra).

Figura 30: Geometria simplificada do modelo

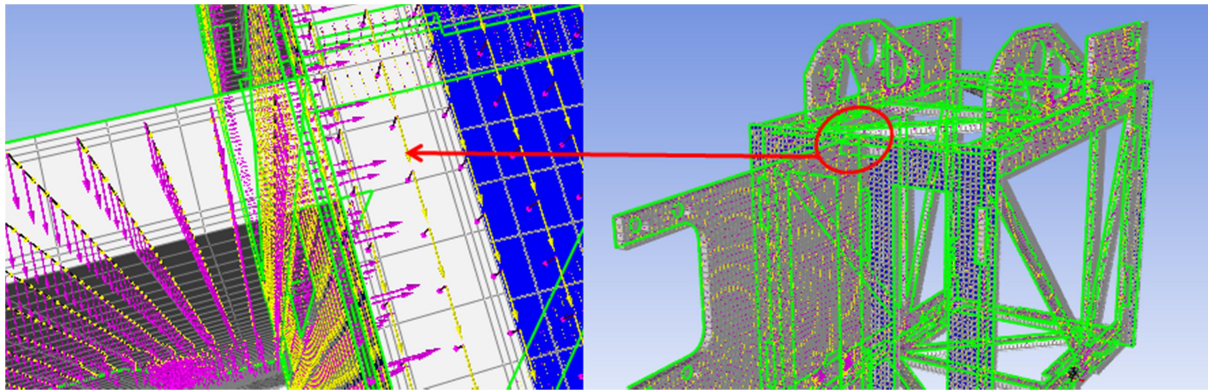


**Fonte:** O Autor (2017).

Com isso feito, foram aplicados os materiais aos componentes da fuselagem, suas propriedades mecânicas conforme o tópico 4.3, e também orientado as fibras dos componentes necessários no ACP (recurso para ordenar fibras do Ansys) da mesma forma que apresentado na Figura 31, onde é visto a parte anterior da fuselagem (único componente com mais de uma camada de material) com suas camadas de fibra orientadas na direção das setas amarelas e o crescimento das camadas na direção das setas roxas.



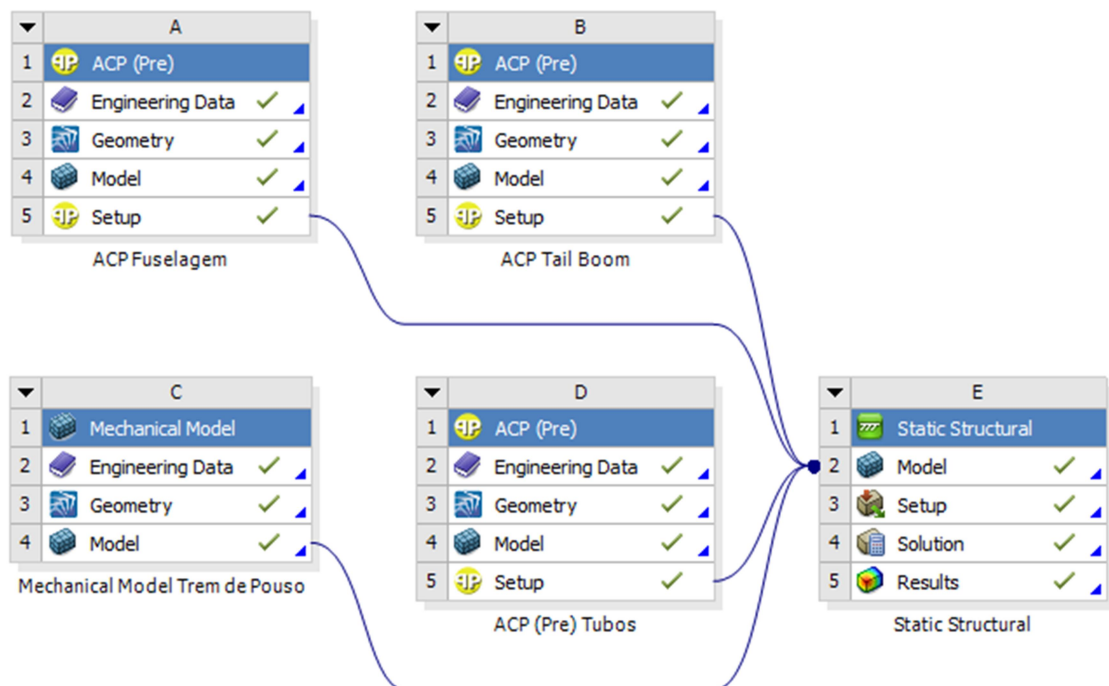
Figura 31: Orientação das fibras



**Fonte:** O Autor (2017).

Desta forma, o esquema de trabalho no Ansys acabou ficando conforme a Figura 32. Nela é visto os elementos vindos de um pré-processamento no ACP e também o trem de pouso principal, o qual não precisou da orientação de fibras somente de um trabalho no modelo mecânico.

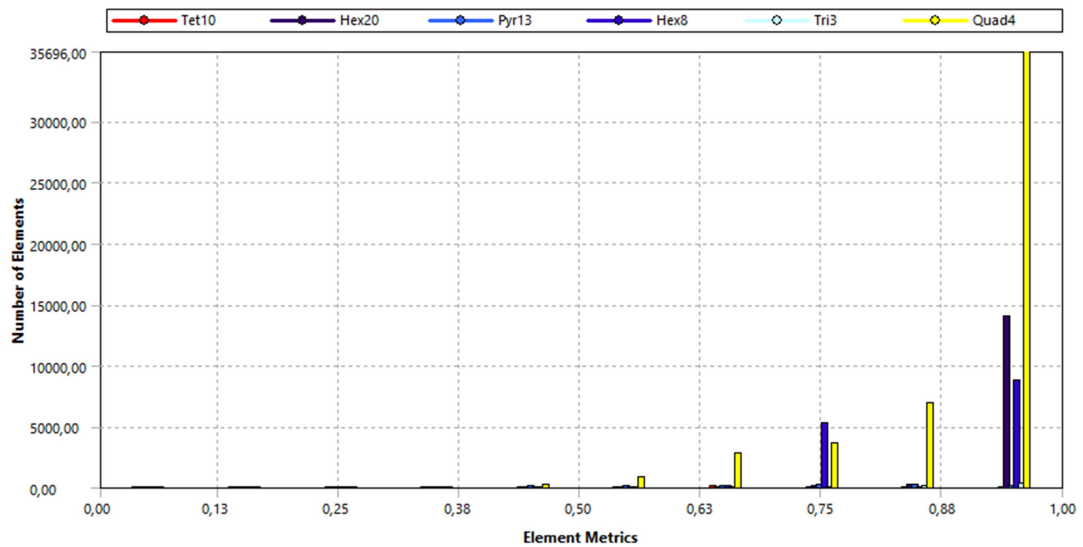
Figura 32: Esquema da Análise de Elementos Finitos



**Fonte:** O Autor (2017).

No próximo passo, foram desenvolvidas separadamente malhas adequadas para cada conjunto de componentes. Elementos sólidos e de superfície foram necessários. O gráfico da Figura 33 mostra uma visão geral de todos os elementos da malha, sua qualidade e quantidade de elementos.

Figura 33: Qualidade da malha

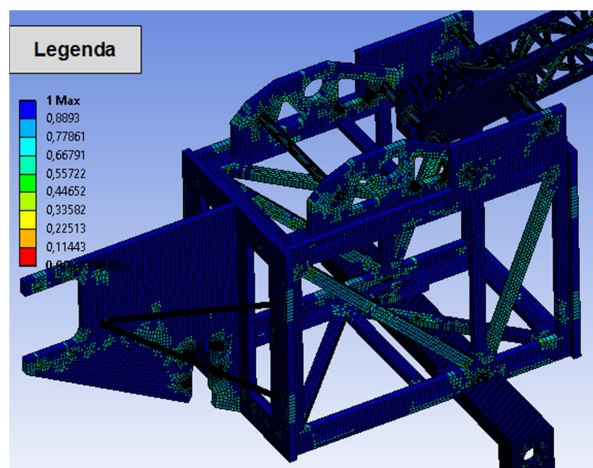


**Fonte:** O Autor (2017).

Este gráfico retirado do Ansys considera a simetria dos elementos da malha. Pode ser visto que a qualidade da malha gerada para o modelo completo esta consideravelmente boa, pois praticamente todos os elementos apresentam uma qualidade acima de 75%. A parte superior mostra o tipo de elemento que inclui a malha. Nesta legenda observa-se que a maioria dos elementos são quadrados para as superfícies, ou seja, ótima simetria. Também é visto uma maioria de elementos hexaédricos para os elementos sólidos, outro indicador de ótima simetria. Os demais são de pouca quantia, quase insignificantes.

Sendo assim, a malha final desenvolvida é composta por 165372 nós e 80268 elementos, cuja qual pode ser vista de modo geral, com legenda de qualidade, na Figura 34.

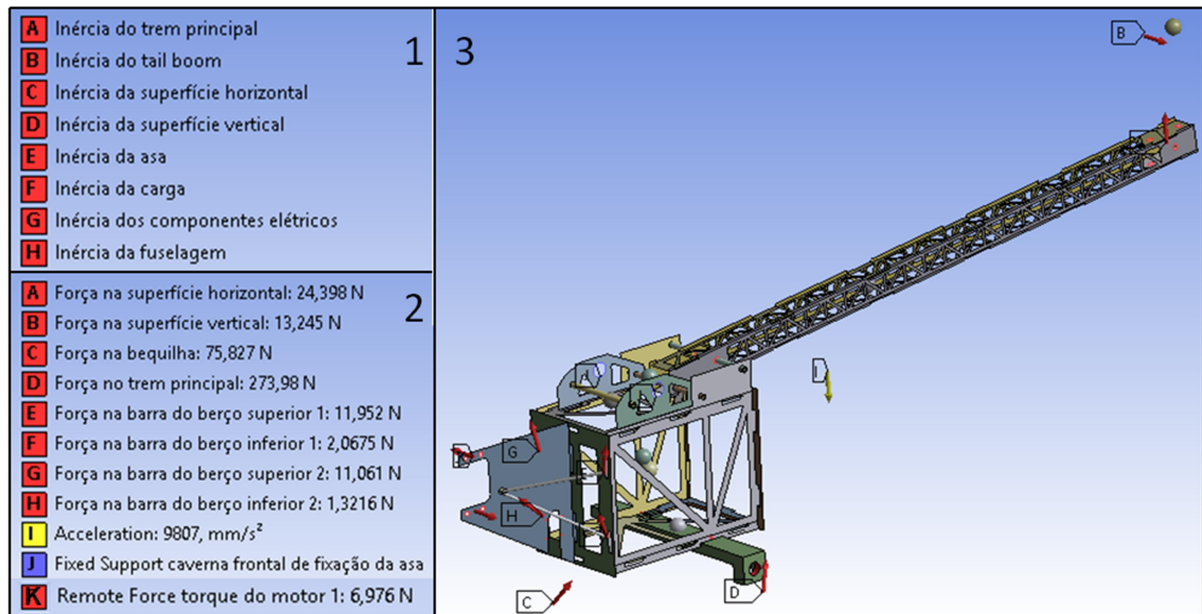
Figura 34: Malha de Elementos Finitos



**Fonte:** O Autor (2017).

Por fim, com a malha pronta, também foram incluídas as condições de contorno no modelo conforme Figura 35. Nela pode ser visto todos os carregamentos calculados no tópico 4.4 (caixa 2) aplicados ao modelo, assim como as cargas de inércia (caixa 1) dos componentes apresentadas no tópico 4.5, e ainda a aceleração da gravidade e os suportes fixos (caixa 2) na única caverna de fixação da asa, caracterizando assim, uma análise dinâmica não-linear de Elementos Finitos.

Figura 35: Condições de contorno



Fonte: O Autor (2017).

Na Figura 35 é visto somente um suporte fixo, porém existem dois, um em cada lado de fixação da asa. Também é visto somente um carregamento de torque do motor, porém existem dois, em direções opostas. Estas e as demais são todas as condições de contorno que influenciam nos resultados da simulação, mas somente algumas delas são aplicadas conforme o que se está analisando.

#### 4.7 DISCUSSÃO DOS RESULTADOS DA SIMULAÇÃO

Foram simuladas duas situações de contorno: uma para simular a situação de voo, a qual leva em consideração carregamentos das superfícies estabilizadoras, cargas de torque do motor e inércia, e outra para simular a situação de pouso, a qual leva em consideração carregamentos nos trens de pouso, carga de torque do motor e inércia.

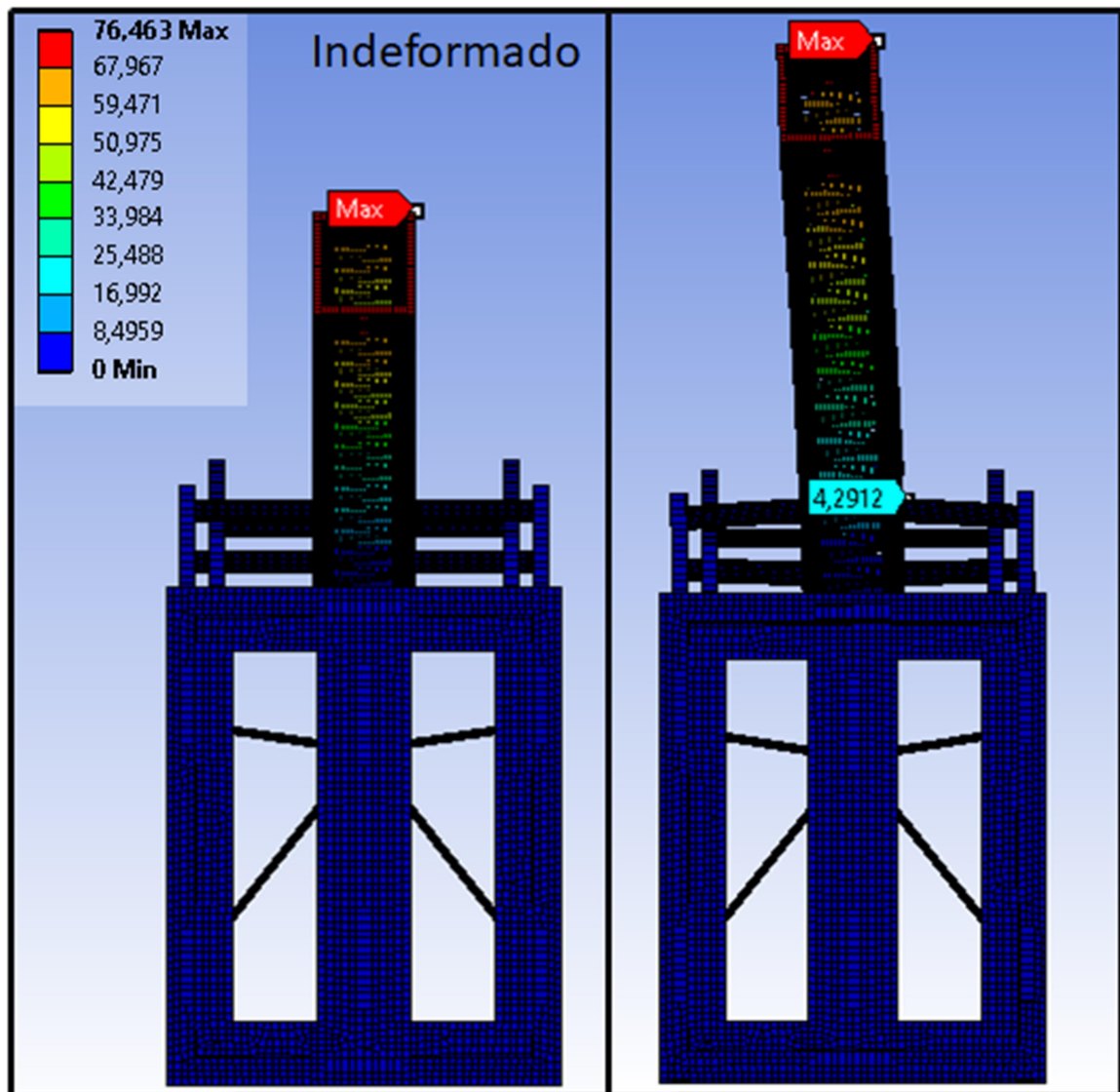


Ao avaliar os resultados da simulação, encontra-se alguns locais na estrutura da fuselagem de maior significância. Estes serão apresentados com imagens, e através delas, explicações e sugestões de melhorias são feitas. Vale ressaltar, que as opções de melhoria que proporcionam menor peso sempre seriam as melhores, vendo que o objetivo da competição SAE AERODESIGN é fabricar o avião mais leve possível que carregue o maior peso, porém, alguns temas devem ser avaliados em conjunto pela equipe antes da escolha: processo de fabricação, tempo de construção e orçamento.

O primeiro ponto a ser avaliado é o apresentado na Figura 36, o qual foi gerado por uma condição de contorno em situação de voo, com cargas extremas nas superfícies estabilizadoras. Na imagem, é possível ver um deslocamento significativo gerado pela flexão e torção da parte posterior da fuselagem, juntamente com seus tubos de engaste. Este deslocamento de 76,46 mm pode ser considerado um problema, levando em conta o fato de afetar diretamente a estabilidade do avião durante o voo. Sendo assim, alguma forma de contenção deve ser feita buscando tornar a treliça desta parte mais rígida, como por exemplo, as seguintes opções:

- 1<sup>a</sup> Adicionar um laminado de fibra de carbono na extensão de suas faces exteriores de compensado aeronáutico. Seria uma opção de fácil construção, baixo custo e que acrescentaria pouco peso;
- 2<sup>a</sup> Construir uma treliça com as mesmas dimensões, mas de sanduiche compósito. Esta seria uma opção mais leve que a primeira, de fácil construção, porém a de maior valor;
- 3<sup>a</sup> Construir uma treliça com barras de fibra de carbono que possuí um Módulo de Elasticidade alto, o que tornaria a estrutura bem rígida. Seria a opção de menor peso e menor valor, porém a de maior dificuldade de construção.

Figura 36: Deslocamento máximo da estrutura posterior da fuselagem em situações de voo



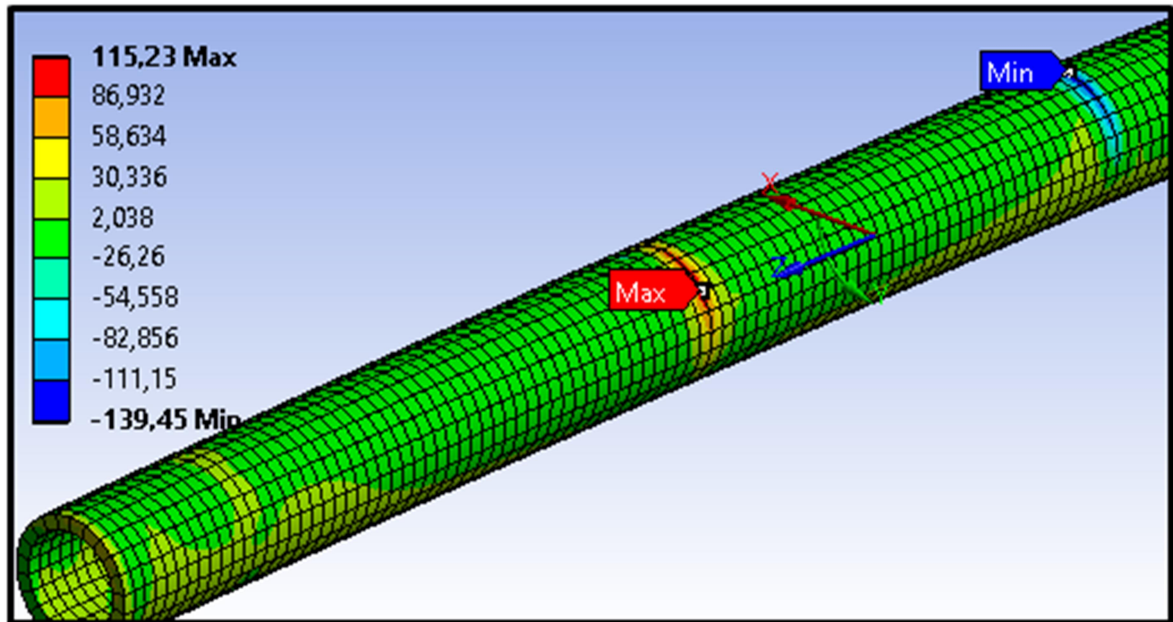
Fonte: O Autor (2017).

A Figura 36 apresenta na Figura A uma imagem com escala de deformação 0x e na Figura B uma imagem com escala de deformação 1x, o que torna bem visível o quanto a estrutura se desloca.

Pode ser visto que não há como evitar o deslocamento da parte posterior da fuselagem, por ele ter uma grande extensão, então uma das três opções citadas se faz necessária, mas também pode ser afirmado que o deslocamento não será tão alto como informado na imagem, pois como pode ser visto, os tubos de engaste também sobre uma flexão de aproximadamente 4,29 mm e antes de chegar a este valor ele estará sofrendo um dano pelo alto valor de tração em suas fibra no sentido transversal (normal Y), no qual o material possui resistência somente

a 50 MPa. A Figura 37 apresenta os valores encontrados através de uma imagem do componente isolado com escala de deformação de 1x.

Figura 37: Estresse nos tubos de engaste em situações de voo

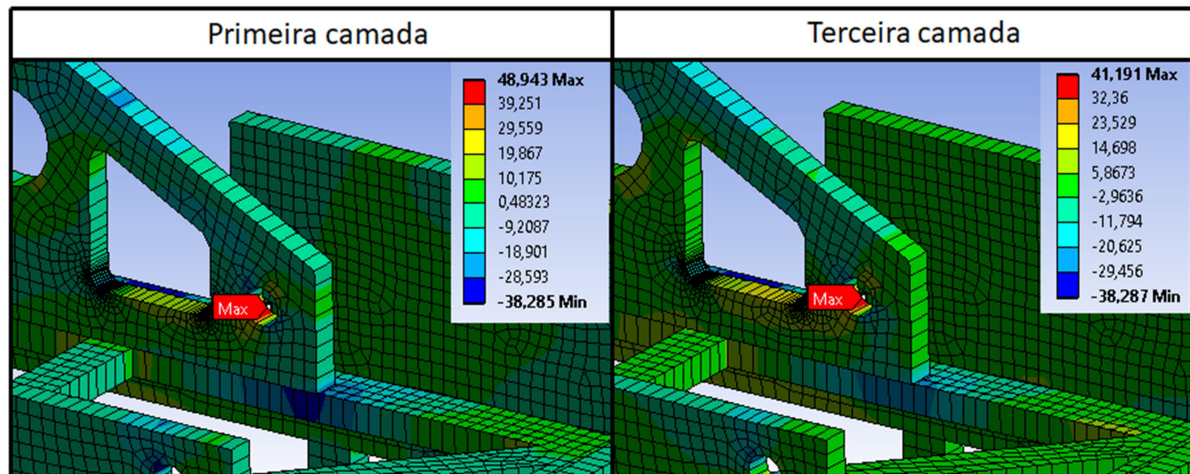


Fonte: O Autor (2017).

Neste caso, tanto para evitar o dano quanto para resolver o problema com a flexão dos componentes, alguma forma de contenção deve ser aplicada no conjunto, como por exemplo: adicionar um tubo de alumínio no interior destes engastes de fibra. Seria opção de fácil construção, de baixo custo e com um material leve o suficiente pelo alto Módulo de Elasticidade que ele proporciona para evitar a flexão e tornar o conjunto mais rígido.

Ao avaliar esta mesma condição de contorno, é possível também ver, que apesar do grande momento gerado pelos esforços nas superfícies estabilizadoras, o estresse na parte anterior da fuselagem não é muito elevado, conforme indicado na Figura 38 (imagem com escala de deformação de 1x). Com um valor máximo de estresse de tração de 48,94 MPa no sentido longitudinal da fibra (normal Z), o resultado fica muito abaixo da resistência do material, sendo considerado um bom resultado. Vale ressaltar neste momento, que este valor é para a primeira camada do laminado, já na terceira camada o valor fica bem menor.

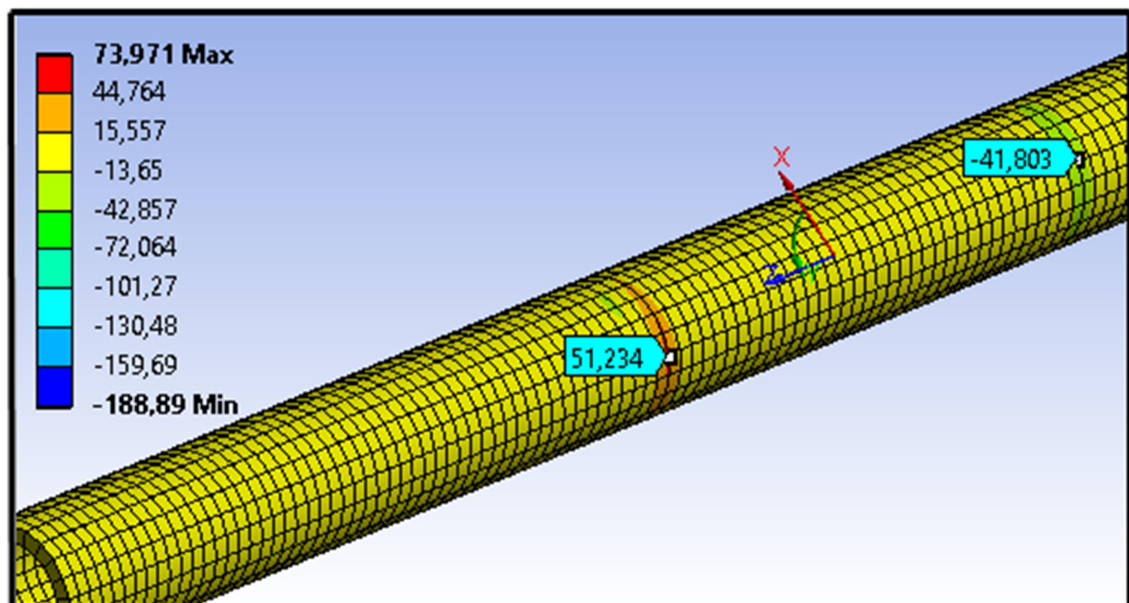
Figura 38: Estresse na parte anterior da fuselagem em situações de voo



Fonte: O Autor (2017).

Já ao se avaliar a estrutura com condições de contorno em situações de pouso, também é visto que os tubos de engaste da fuselagem são um elemento importante, pois conforme apresentado na Figura 39, eles também se mostram propensos a sofrer um dano em sua extensão ao apresentar valores acima da resistência do material no sentido transversal das fibras (normal Y).

Figura 39: Estresse nos tubos de engaste em situações de pouso



Fonte: O Autor (2017).

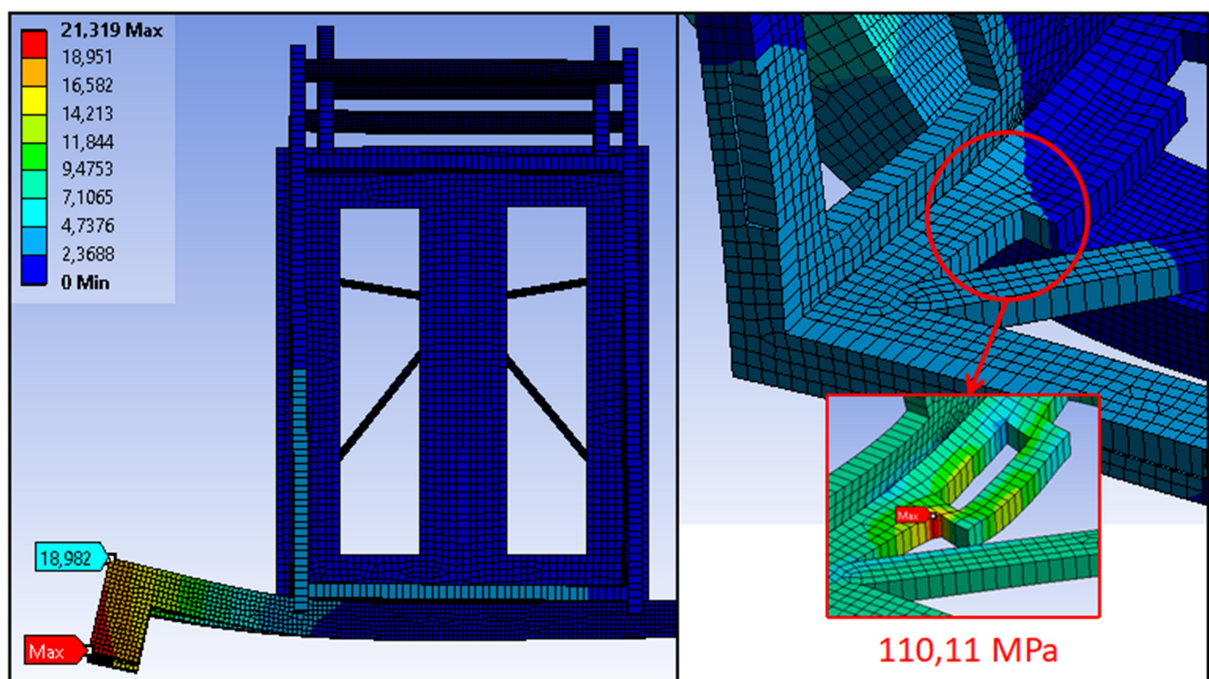
Vale ressaltar, que estes valores de máximo estresse estão indicados nos tubos do berço do motor que contempla a mesma camada de laminado dos tubos de engaste. Não é

possível separar o resultado entre estes componentes e eles também não são consideravelmente altos para os tubos do berço do motor, pois estes tubos estão inclinados em relação a coordenada indicada na imagem, ou seja, ao colocar os resultados em seu sentido transversal e longitudinal os valores se mostram baixo.

Seguindo com a análise, ao se avaliar a estrutura por completo na condição de contorno em situação de pouso, pode ser visto que o apresentado na Figura 39 é uma consequência do alto deslocamento no trem de pouso principal, gerado pela flexão e torção que ele está a sofrer, e que reflete na extensão da fuselagem. Isso também gera um elevado estresse de tração na estrutura de sanduíche, no ponto em que ele é fixado. Esses detalhes podem ser vistos na Figura 40, onde o valor máximo apresentado é de 110,11 MPa de estresse de tração no sentido longitudinal (normal Z) na primeira camada do laminado, distribuído em poucos nós, o que representa que o valor ainda pode aumentar com o refinamento da malha.

Na Figura 40, encontra-se a Figura A com escala de deformação de 1x, e para melhor visualização do que está acontecendo com o material, a Figura B, com escala de deformação de 12x, possuindo ainda um detalhe de resultados de estresse do local apontado.

Figura 40: Deformação 1x em A e 12x em B com detalhe de estresse na parte anterior da fuselagem em situações de pouso



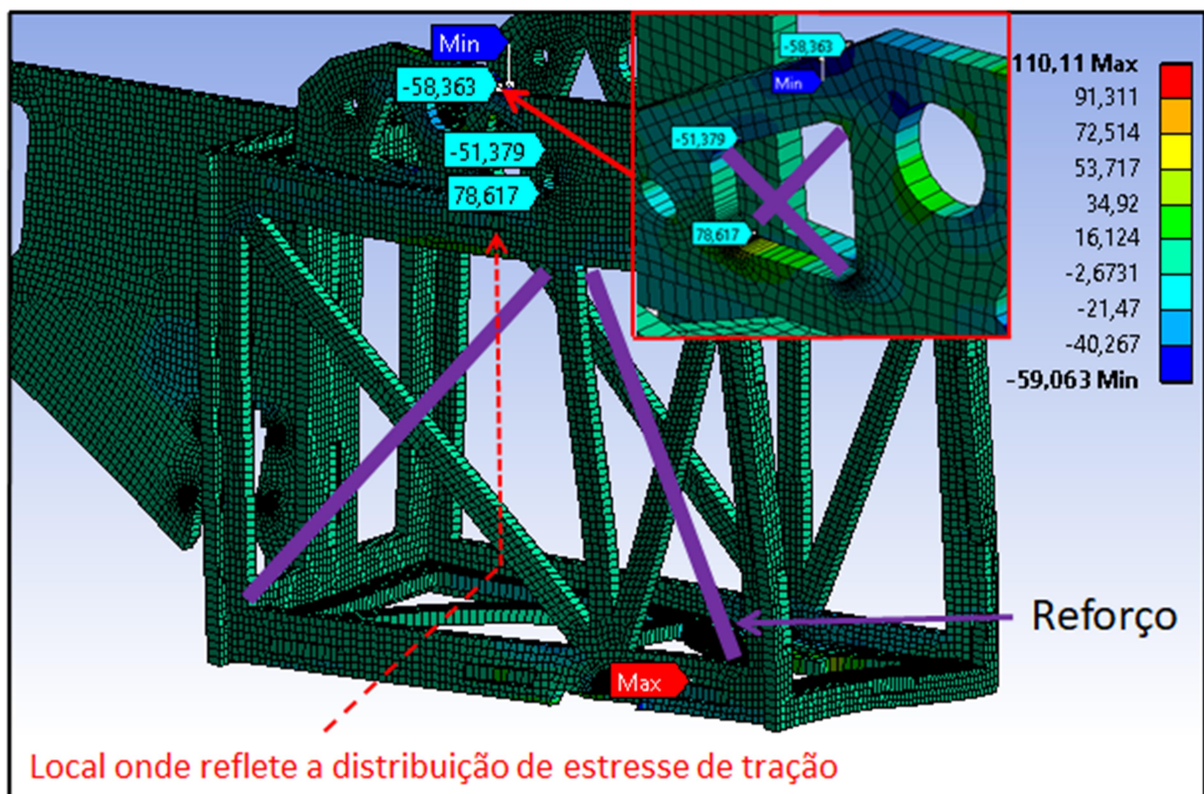
Fonte: O Autor (2017).



Vendo isso, é possível afirmar que o dano seria inevitável em casos de carregamentos extremos no pouso. É interessante mencionar aqui, que várias equipes na competição SAE AERODESIGN sofrem com estes casos, ou seja, muitos aviões são danificados na hora do pouso, quebrando parte da fuselagem ou então danificando os trens de pouso. Isso faz com que o voo seja invalidado e ainda gera um grande transtorno para a equipe, que precisa refazer o avião para as próximas baterias de voo. Então, é de extrema importância garantir uma estrutura bem reforçada nestes locais.

Conforme apresentado na Figura 41, através do detalhe, o estresse de tração no sentido longitudinal da fibra (normal Z) se reflete pela extensão da fuselagem, chegando a ter mais pontos em que o valor resultante se mostra alto.

Figura 41: Distribuição de estresse na parte anterior da fuselagem em situações de pouso com detalhe



Fonte: O Autor (2017).

De início, seria interessante engastar o trem de pouso principal entre rodas com um cabo de aço, tornando ele mais rígido para evitar a sua flexão. Esta seria uma opção de baixo custo, leve e de fácil construção. Ou então encontrar um material leve, tanto quanto o UHMW, porém de maior rigidez. Isso provavelmente tornaria o componente bem mais caro.

Por fim, para amenizar a distribuição de estresse na extensão da estrutura anterior da fuselagem, além da adição de filetes com raios relativamente grandes, a adição de alguns vínculos na treliça em ambos os lados da fuselagem pode ajudar. Conforme Figura 41, com imagem de deformação igual a 12x, estes reforços serviriam de apoio para as flexões que a estrutura sofre. Seria uma opção de baixo custo, leve e de fácil construção antes de se buscar um material alternativo.

Sendo assim, vendo todos os pontos de melhoria encontrados na estrutura da fuselagem, a equipe Masbáh Aerodesign será capaz de aplicar as opções sugeridas conforme suas definições, torando-a confiável para utilização em uma próxima competição.

## CONCLUSÃO

Ao se projetar um avião para a competição SAE AERODESIGN, diversas análises e estudos são necessários para garantir uma alta pontuação ao defender o projeto. Para contribuir nisso, surge à oportunidade de analisar o dimensional da estrutura da fuselagem, estudo que pode ajudar na pontuação da equipe na área de Cargas e Estruturas do projeto.

Analizando os requisitos das normas FAR-PART 23, CS-VLA e ainda a própria norma da competição SAE AERODESIGN de 2015, foi possível realizar uma sequência de atividades para analisar a estrutura da fuselagem utilizada no avião de 2015 da Equipe MasBáh AeroDesign.

A sequência de atividades envolveu um levantamento das funções e critérios de design do avião, dos materiais utilizados e suas propriedades, dos esforços externos e de inércia dos componentes, e por fim, uma Análise de Elementos Finitos para encontrar resultados para o principal objetivo do trabalho, sendo ele, avaliar o dimensionamento da estrutura da fuselagem sugerindo melhorias.

Com os resultados encontrados, puderam-se chegar as seguintes conclusões:

- A estrutura do avião da equipe Masbáh Aerodesign não se mostra confiável para os esforços que ela será submetida, pois os resultados mostram pontos específicos na estrutura onde pode estar ocorrendo um dano durante as missões;
- A parte posterior da fuselagem possui uma grande extensão e os esforços que ela sofre durante o voo geram uma grande deformação na sua estrutura, prejudicando na estabilidade do avião. Isso faz com que seja necessária a aplicação de outro material ou um material adicional para torna-la mais rígida.
- O ponto de fixação do trem de pouso principal está muito frágil. Isso faz com que seja necessário um redimensionamento desta parte, assim como um engaste do trem de pouso principal;
- A estrutura anterior da fuselagem sofre grande torção. Desta forma, novas vinculações na treliça devem ser consideradas no seu dimensionamento.

Portanto, conclui-se que os objetivos deste trabalho foram alcançados, sendo necessário apenas alguns testes de validações, caso a equipe opte por alguma das sugestões mencionadas para os pontos frágeis encontrados.



## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ASTM. **D4762 – Standard Guide for Testing Polymer Matrix Composite Materials<sup>1</sup>**. West Conshohocken: ASTM Standard, 2013.

AVIÃO EXPERIMENTAL. **Contraplacado aeronáuticos – Valores médios e cuidados no ensaio**. Disponível em:  
<<http://www.aviacaoexperimental.pro.br/aero/tecnica/contraplacados/contraplacados.htm>>. Acessado em: 03 de setembro de 2017.

BOSCHAR, J. et al. **CONSIDERATION OF DYNAMIC LOADS ON THE VERTICAL TAIL BY THE THEORY OF FLAT YAWING MANEUVERS**. Washington: NACA, 1946.

EASA. **Certification Specifications for Very Light Aeroplanes**. Alteração 1. Europa, 2009.

FAA. **Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Volume 1**. Washington: U.S. Department of Transportation – FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION – Flight Standards Service, 2012.

\_\_\_\_\_. **FAR – Federal Aviation Regulations. PART 23 – Airworthiness Standards for Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes**. Alteração 55. Estados Unidos, 2002.

FILHO, A. A. **Elementos Finitos – A Base da Tecnologia CAE**. 1ª ed. São Paulo: Érica, 2000.

ISCOLD, P. et al.; Apostila: **Projeto Brati-01**. Minas Gerais: Departamento de Engenharia Mecânica UFMG, Entre 2000 e 2015. p 343.

MARTINS, T. F. R. M. **Dimensionamento de Estruturas em Madeira – Coberturas e Pavimentos**. Lisboa: Instituto Superior Técnico – Universidade Técnica de Lisboa, 2010

MEGSON, T. H. G. **Aircraft Structures for Engineering Students**. 3ª ed. Burlington: Butterworth-Heinemann, 1999.

MILLER, P. M. et al. **TECHNICAL NOTES NO. 372 – MOMENTS OF INERTIA OF SEVERAL AIRPLANES**. Washington: National Advisory Committee for Aeronautics, 1931.

MIRLISENNA, G. **Método dos Elementos Finitos: O que É?**. Disponível em:  
<<http://www.esss.com.br/blog/2016/01/metodo-dos-elementos-finitos-o-que-e/>>. Acesso em: 17 out. 2017.

NIU, M. C-Y. **Aircraft Structural Design – Practical Design Information and Data on Aircraft Structures**. Hong Kong: CONMILIT PRESS LTD, 1995.

PEARSON, A. H. et al. **HORIZONTAL TAIL LOADS IN MANEUVERING FLIGHT**. Washington: NACA, 1950.

PERFORMANCE COMPOSITS LTD. **Mechanical Properties of Carbon Fibre Composite Materials, Fibre / Epoxy resin**. Disponível em: <<http://www.performance->

composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties\_2.asp>. Acessado em: 03 de setembro de 2017.

PROFISSIONAL PLASTICS. **Mechanical Properties of Plastic Materials**. Disponível em: <<https://www.professionalplastics.com/professionalplastics/MechanicalPropertiesofPlastics.pdf>>. Acessado em: 03 de setembro de 2017.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign: Estabilidade e Estruturas**. São Paulo: Instituto Federal de Educação, Ciência e tecnologia de São Paulo, 2014.

\_\_\_\_\_. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign: Aerodinâmica e Desempenho**. São Paulo: Instituto Federal de Educação, Ciência e tecnologia de São Paulo, 2014.

SAE BRASIL. **17ª COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN 2015 – CLASSES REGULAR, ADVANCED E MICRO REGULAMENTO DA COMPETIÇÃO**. Rev. 01. Disponível em: <[http://www.saebrasil.org.br/eventos/programas\\_estudantis/arquivos/Regulamento\\_SAE\\_BRASIL\\_AeroDesign\\_2015\\_Rev01.pdf](http://www.saebrasil.org.br/eventos/programas_estudantis/arquivos/Regulamento_SAE_BRASIL_AeroDesign_2015_Rev01.pdf)>. Acessado em: 08 de abril, 2016.

SEN, I. **Aircraft Fuselage Design Study - Parametric Modeling, Structural Analyses, Material Evaluation and Optimization for Aircraft Fuselage**. Delf: Delf University of Technology, 2010.

STINTON, D. **The Design of the Aeroplane**. London: Oxford BSP Professional Books, 1983.

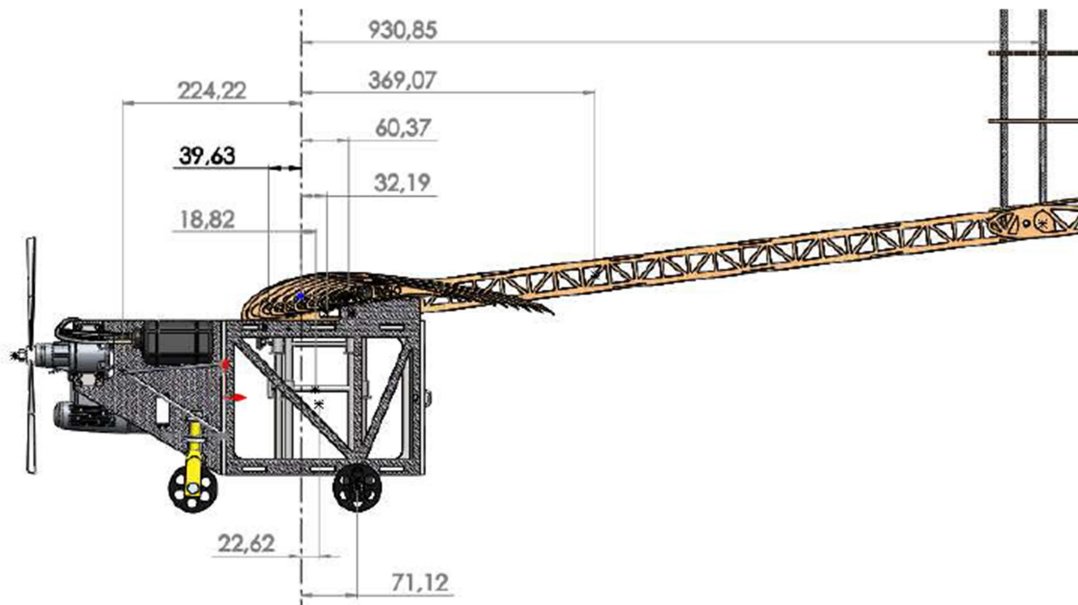
TORENBEEK, E. **Synthesis of Subsonic Airplane Design**. The Netherlands. Delft: University Press, 1976.

USDA – United States Department of Agriculture. **Centennial Edition - Wood Handbook - Wood as an engineering material**. Madison: Forest Products Laboratory, 2010.

## APÊNDICE A

### INÉRCIA DOS COMPONENTES

Em verde todos os componentes influentes na inércia frente a primeira caverna de fixação da asa, em vermelho os posteriores a caverna. Estes devem ser multiplicados pelo fator Vn correspondente para a ideal aplicação:

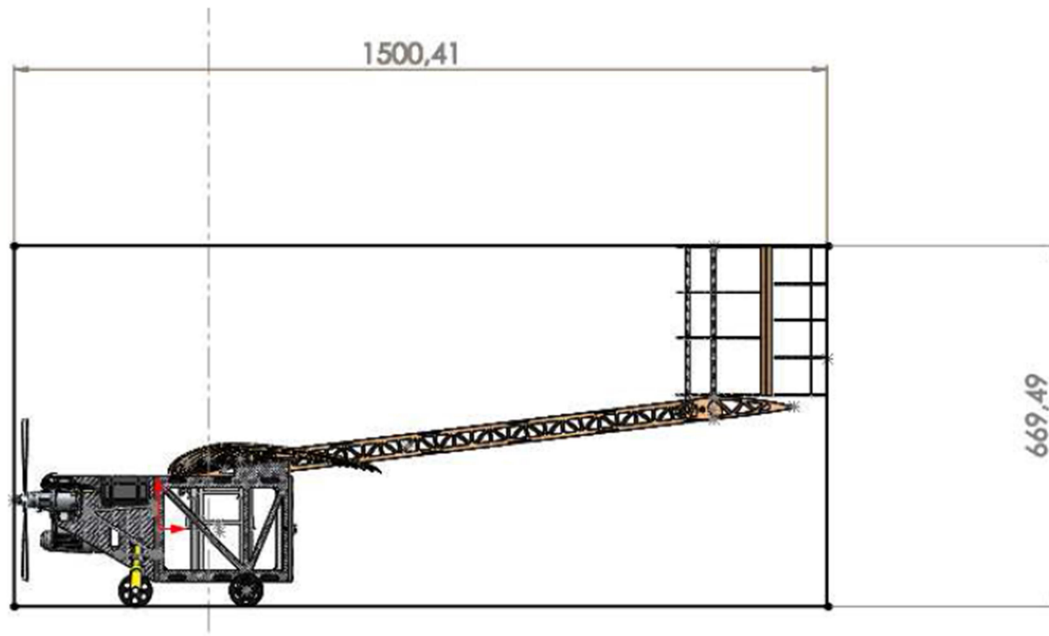


Comp	Descrição	Pesagem (kg)	Distância	Fator Vn	kg.fator Vn (kg)	kg.fator Vn (N)
1	Berço e compo	0,988	-224,22	2,9107	2,8757716	28,2113194
2	Fuselagem	0,255	18,82	2,9107	0,7422285	7,281261585
3	Carga	9,63	22,62	2,9107	28,030041	274,9747022
4	Comp. Elétricos	0,095	-39,63	2,9107	0,2765165	2,712626865
5	Taeboom	0,095	369,07	2,9107	0,2765165	2,712626865
6	Trem principal	0,168	71,12	2,9107	0,4889976	4,797066456
7	Empenagem H	0,129	930,85	2,9107	0,3754803	3,683461743
8	Empenagem V	0,097	930,85	2,9107	0,2823379	2,769734799
9	Asa	0,544	32,19	2,9107	1,5834208	15,53335805

Comp	Descrição	Pesagem (kg)	Distância	Fator Vn	kg.fator Vn (kg)	kg.fator Vn (N)
1	Berço e compo	0,988	-224,22	-1	-0,988	-9,69228
2	Fuselagem	0,255	18,82	-1	-0,255	-2,50155
3	Carga	9,63	22,62	-1	-9,63	-94,4703
4	Comp. Elétricos	0,095	-39,63	-1	-0,095	-0,93195
5	Taeboom	0,095	369,07	-1	-0,095	-0,93195
6	Trem principal	0,168	71,12	-1	-0,168	-1,64808
7	Empenagem H	0,129	930,85	-1	-0,129	-1,26549
8	Empenagem V	0,097	930,85	-1	-0,097	-0,95157
9	Asa	0,544	32,19	-1	-0,544	-5,33664

## APÊNDICE B

### CARREGAMENTOS NA SUPERFÍCIE HORIZONTAL DA EMPENAGEM



$$m := 12.63$$

massa (kg)

$$l := 1.5$$

comprimento (m)

$$I := 0.0389 \cdot m \cdot (l^2 + h^2) = 1.346181$$

momento de inércia eixo y (m<sup>4</sup>)

$$kx := \sqrt{\frac{I}{m}} = 0.326475$$

raio de giro eixo y (m)

$$S := 0.72875$$

area alar (m<sup>2</sup>)

$$\eta_{th} := 1$$

eficiência de cauda (adm)

$$W := m \cdot 9.81 = 123.9003$$

peso (N)

$$bt := 0.19$$

envergadura da superfície H (m)

$$xt := 0.934$$

distância cg avião ao ca empenagem H (m)

$$St := 0.0836$$

área da superfície H da empenagem (m<sup>2</sup>)

$$\rho := 0.875$$

densidade do ar (kg/m<sup>3</sup>)

$$d\epsilon d\alpha := 0.332$$

fator de downwash (adm)

$$K := 1.15$$

amortecimento em manobra de arfagem (adm)

$$V := 21.87$$

velocidade do avião (m/s)

$$b := 2.65$$

envergadura alar (m)

$$t := 0, 0.05 \dots 1.8$$

aeronaves abaixo de  
500 poud

tempo de reação para deflexão (seg)

$$B := 4.6$$

constante (adm)

$\lambda := 0.52$	constante (adm)
$\frac{N}{W} := 2.9107$	fator de carga máximo (adm)
$\frac{g}{W} := 9.81$	gravidade (m/s <sup>2</sup> )
$q := \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = 209.254894$	pressão dinâmica (N/m)
$CL_{t\alpha} := 2.979$	variação de coef. de sustentação em função do ângulo de ataque da superfície H (radianos <sup>-1</sup> )
$C_{mCL} := 0.198$	variação de coef. de momento em função da variação de coef. de sustentação da aeronave sem considerar a empenagem H (adm)
$CL_{t\delta} := CL_{t\alpha}$ totalmente movel	variação de coef. de sustentação em função do ângulo de inclinação da superfície H (radianos <sup>-1</sup> )
$C_{m\delta} := -0.688$	variação de coef. de momento em função do ângulo de inclinação da superfície H (radianos <sup>-1</sup> )
$C_{m\alpha} := 0.438$	variação de coef. de momento em função do ângulo de ataque da aeronave sem considerar a empenagem H (radianos <sup>-1</sup> )
$CL_{\alpha} := 5.042$	variação de coef. de sustentação em função do ângulo de ataque da aeronave sem considerar a empenagem H (radianos <sup>-1</sup> )
$\frac{K1}{W} := \frac{\rho \cdot V}{2 \cdot m} \cdot \left[ CL_{t\alpha} \cdot \frac{St \cdot xt^2}{kx^2} \cdot \eta_{th} \cdot \left( \frac{K}{\sqrt{\eta_{th}}} + d\epsilon d\alpha \right) + CL_{\alpha} \cdot S \right] = 5.072041$	
$K2 := \frac{-\rho \cdot V^2}{2 \cdot m} \cdot \left[ C_{m\alpha} \cdot \frac{S^2}{kx^2 \cdot b} - CL_{t\alpha} \cdot \eta_{th} \cdot \frac{St \cdot xt}{kx^2} \cdot \left[ (1 - d\epsilon d\alpha) + CL_{\alpha} \cdot \frac{K}{\sqrt{\eta_{th}}} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot \frac{S \cdot xt}{m} \right] \right] = 15.451636$	
$K3 := \frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot m} \cdot \left( -CL_{t\delta} \cdot \eta_{th} \cdot \frac{St \cdot xt}{kx^2} + C_{m\delta} \cdot \eta_{th} \cdot \frac{St^2}{bt \cdot kx^2} - CL_{t\alpha} \cdot CL_{t\delta} \cdot \frac{K \cdot \eta_{th}^2}{\sqrt{\eta_{th}}} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot \frac{xt^2 \cdot St^2}{m \cdot kx^2} \right) = -40.426183$	

$$\Delta n(t) := N \cdot \left(\frac{t}{\lambda}\right)^B \cdot e^{-\frac{t}{\lambda}}$$

$\Delta n(t) =$

0
0.003902
0.060807
0.252279
0.608846
1.091948
1.623094
2.119372
2.516972
2.780277
2.900553
2.889318
2.770326
2.572438
2.324356
...

$\Delta n :=$

0
0.003902
0.060807
0.252279
0.608846
1.091948
1.623094
2.119372
2.516972
2.780277
2.900553
2.889318
2.770326
2.572438
2.324356
2.051359
1.773707
1.506272
1.258925
1.03734
0.843919
0.678703
0.540162
0.425829
0.332788
0.258005
0.198559
0.151773
0.11528
0.08705
0.065374
0.048845
0.03632
0.026886
0.019819
0.014551
0.010644

$t :=$

0.01
0.05
0.1
0.15
0.2
0.25
0.3
0.35
0.4
0.45
0.5
0.55
0.6
0.65
0.7
0.75
0.8
0.85
0.9
0.95
1
1.05
1.1
1.15
1.2
1.25
1.3
1.35
1.4
1.45
1.5
1.55
1.6
1.65
1.7
1.75
1.8

$$\ddot{n} := \left[ \frac{\Delta n}{N} B \cdot \left( \frac{1}{t} - 1 \right) \right] \cdot \frac{N}{\lambda}$$

$$\dddot{n} := \left[ \frac{\Delta n}{N} B^2 \cdot \left[ \frac{\lambda^2}{t^2} \cdot \left( 1 - \frac{1}{B} \right) - \frac{2 \cdot \lambda}{t} + 1 \right] \right] \cdot \frac{N}{\lambda^2}$$

$$\Delta L_{t\alpha} := C_m C_L \cdot \frac{W \cdot S}{b \cdot x_t} \cdot \Delta n$$

$$\Delta L_{t'''\alpha} := - \left( \frac{W^2 \cdot kx^2}{g \cdot S \cdot q \cdot x_t \cdot C_L \alpha} \right) \cdot \ddot{n}$$

$$\Delta L_{t'''\gamma} := - \left( \frac{W \cdot kx^2}{V \cdot x_t} \right) \cdot \ddot{n}$$

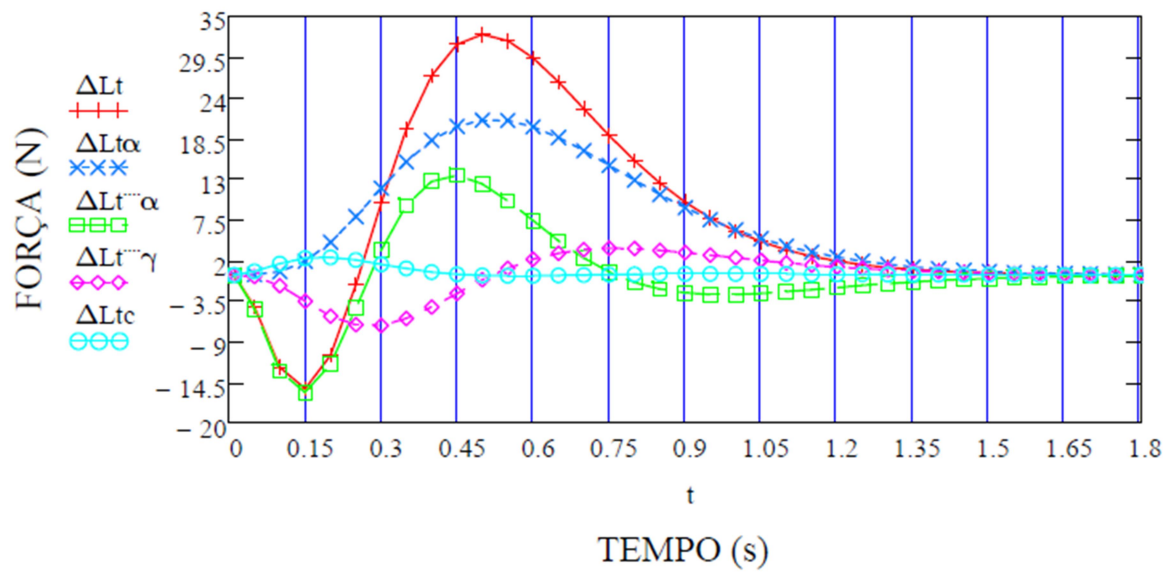
$$\Delta L_{tc} := C_m t \delta \cdot \eta_{th} \cdot \frac{St^2}{bt \cdot x_t} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{1}{C_L \alpha \cdot K_3} \cdot (\ddot{n} + K_1 \cdot \dot{n} + K_2 \cdot \Delta n)$$

$$\Delta L_{tc} := C_m t \delta \cdot \eta_{th} \cdot \frac{St^2}{bt \cdot x_t} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{1}{C_L \alpha \cdot K_3} \cdot (\ddot{n} + K_1 \cdot \dot{n} + K_2 \cdot \Delta n)$$

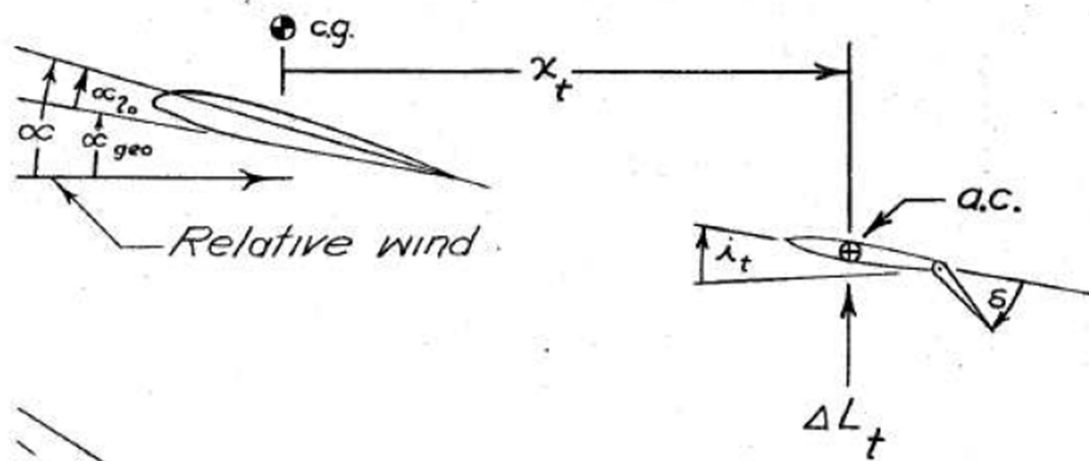
$$\Delta L_t := \Delta L_{t\alpha} + \Delta L_{t'''\alpha} + \Delta L_{t'''\gamma} + \Delta L_{tc} =$$

	0
0	0
1	-4.294448
2	-12.475143
3	-15.387885
4	-10.865578
5	-1.326797
6	9.762315
7	19.68732
8	26.961435
9	31.155812
10	32.531342
11	31.69099
12	29.329298
13	26.083834
14	22.466213
15	...





Aplicação no ponto central da envergadura no centro aerodinâmico:





## APÊNDICE C

### CARREGAMENTOS NO TREM DE POUSO REAÇÕES DE APOIO NO TREM PRINCIPAL

Adotando fator de carga nas reações no solo de 2:

$$n_g := 2$$

fator de carga nas reações (adm)

$$W := 12.63 \cdot 9.81 = 123.9$$

peso total (N)

$$L := \frac{2}{3} \cdot W = 82.6$$

sustentação (kg)

$$n := n_g + \frac{L}{W} = 2.667$$

fator carga de inércia (adm)

#### ESFORÇOS DIRECIONAIS

*Pouso somente em uma roda do trem principal*

$$\mu := 0.4$$

coeficiente de atrito (adm)

$$n_g := 2$$

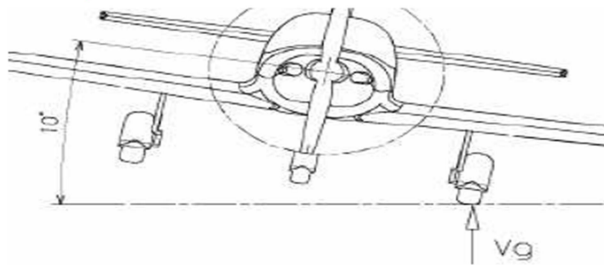
fator de carga (adm)

$$F_v := W \cdot n_g = 247.801$$

força vert. no trem principal (N)

$$F_h := \mu \cdot F_v = 99.12$$

força hor. no trem principal (N)



#### ESFORÇOS LATERAIS

Para cargas laterais as condições são as seguintes:

- a) o fator de carga vertical é 1,33 dividindo em duas rodas do trem principal;
- b) o fator de carga lateral é igual a 0,5 para lado interno e 0,33 para externo;

$$n_v := 1.33$$

fator de carga vetical (adm)

$$n_{int} := 0.5$$

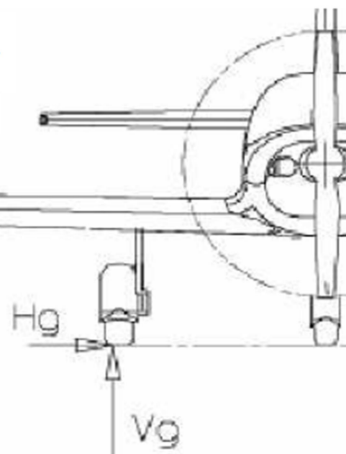
fator de carga interno (adm)

$$F_v := \frac{W}{2} \cdot n_v = 82.394$$

força vertical em cada roda (N)

$$F_l := W \cdot n_{int} = 61.95$$

força lateral interna (N)



## REAÇÕES DE APOIO NO TREM FRONTAL

Para cargas do trem frontal as condições são as seguintes:

- a) o fator de carga vertical é 2,25 vezes a carga estática com máximo peso;
- b) para a carga horizontal o valor é de 0,4 vezes a força vertical encontrada;
- c) para a carga lateral o valor é de 0,7 vezes a força vertical encontrada;

$$A := 161$$

distância em relação ao CG (m)

$$B := 43.25$$

distância em relação ao CG (m)

$$F_v := \left( \frac{B}{A + B} \right) \cdot W \cdot 2.25 = 59.031$$

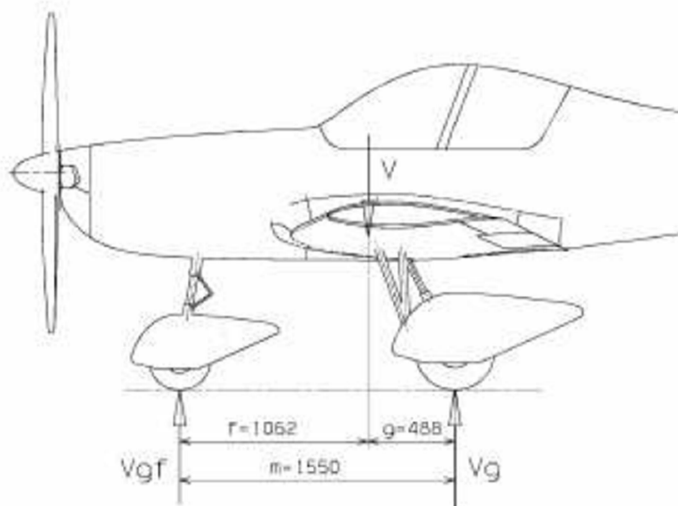
força vertical (N)

$$F_h := F_v \cdot 0.4 = 23.612$$

força horizontal (N)

$$F_l := F_v \cdot 0.7 = 41.322$$

força lateral (N)



## APÊNDICE D

### CARREGAMENTOS NO BERÇO DO MOTOR

Motor OS0.55 AX 1 cilindro 2 tempo

Situação	n(rpm)	v	eficiência	Peixe (W)	Td(N)	ef%	Pd
Torque na Decolagem	11650	13,650	0,547	629,76	25,251	54,725	316,484
Torque máximo contínuo	11650	15,000	0,576	616,700	23,687	57,615	355,312

Torque em voo com máxima potência contínua = de 616,7W a 15 m/s

$$T_{\max} := \frac{616.7}{2 \cdot \pi \cdot \frac{11650}{60}} = 0.5055 \quad \text{N.m}$$

Torque na decolagem quando estiver com máxima carga = de 629,76W a 13,65 m/s

$$T_d := \frac{629.76}{2 \cdot \pi \cdot \frac{11650}{60}} = 0.5162 \quad \text{N.m}$$

$$P_{\text{motor}} := 0.527 \quad \text{kg}$$

$$P_{\text{helice}} := 0.015 \quad \text{inclui fixação} \quad \text{kg}$$

$$P_{\text{berço}} := 0.079 \quad \text{inclui fixação} \quad \text{kg}$$

$$P_{\text{tremf}} := 0.067 \quad \text{kg}$$

$$P_{\text{tanque}} := 0.20 \quad \text{kg}$$

#### Condição 1 - Decolagem

$$V_{\text{nPositivo}} := 2.9107$$

$$V_{\text{nNegativo}} := -1$$

$$T_d \cdot 1000 = 516.20301 \quad \text{N.mm}$$

$$P_p := (P_{\text{motor}} + P_{\text{helice}} + P_{\text{berço}} + P_{\text{tremf}} + P_{\text{tanque}}) \cdot V_{\text{nPositivo}} \cdot 9.81 \cdot 75\% = 19.01694 \quad \text{N}$$

$$P_n := (P_{\text{motor}} + P_{\text{helice}} + P_{\text{berço}} + P_{\text{tremf}} + P_{\text{tanque}}) \cdot V_{\text{nNegativo}} \cdot 9.81 \cdot 75\% = -6.53346 \quad \text{N}$$

#### Condição 2 - Máxima potência contínua

$$V_{\text{nPositivo}} := 2.9107$$

$$V_{\text{nNegativo}} := -1$$

$$T_{\max} \cdot 1000 = 505.49796 \quad \text{N.mm}$$

$$\frac{P_p}{75\%} = 25.35592 \quad \text{N}$$

$$\frac{P_n}{75\%} = -8.71128 \quad \text{N}$$

#### REAÇÕES DE APOIO NO BERÇO DO MOTOR

Reações devem ter torque equivalente gerado pelo peso dos componentes no centro de gravidade:

$$2 \cdot R_s \cdot \sqrt{10^2 + 124.59^2} + 2 \cdot R_i \cdot \sqrt{81^2 + 124.59^2} := 25.35592 \cdot 124.59$$

$$249.9813441 \cdot R_s + 297.21149439 \cdot R_i := 3159.09407$$

Equilíbrio lateral

$$2 \cdot R_s \cdot \frac{10}{\sqrt{10^2 + 124.59^2}} - 2 \cdot R_i \cdot \frac{81}{\sqrt{81^2 + 124.59^2}} := 0$$

Sistema entre os dois:

$$(1) \quad R_s := \frac{3159.09407 - 297.21149439 \cdot R_i}{249.9813441}$$

$$(2) \quad R_i := \frac{2 \cdot R_s \cdot \frac{10}{\sqrt{10^2 + 124.59^2}}}{2 \cdot \frac{81}{\sqrt{81^2 + 124.59^2}}} = R_i := \frac{0.16001194 \cdot R_s}{1.0901328}$$

(2) em (1)

$$R_s := \frac{3159.09407 - 297.21149439 \cdot \frac{0.16001194 \cdot R_s}{1.0901328}}{249.9813441}$$

$$R_s := \frac{3159.09407 - 43.625324 \cdot R_s}{249.9813441}$$

$$249.9813441 \cdot R_s := 3159.09407 - 43.62531593 \cdot R_s$$

$$43.62531593 \cdot R_s + 249.9813441 \cdot R_s := 3159.09407$$

$$R_s := \frac{3159.09407}{293.60666003} = 10.75961 \quad \text{N}$$

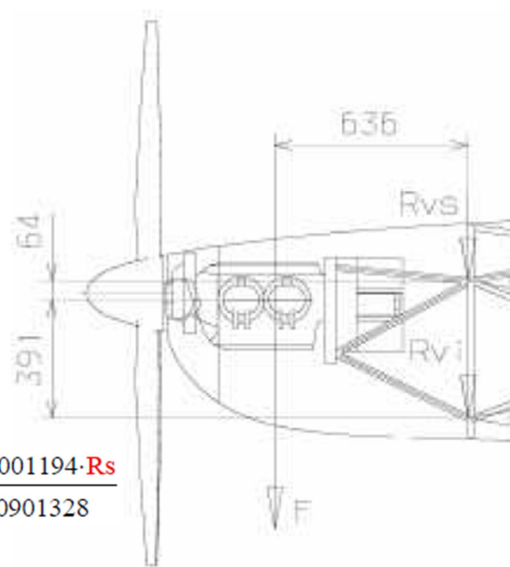
$$R_i := \frac{0.16001194 \cdot R_s}{1.0901328} = 1.57932 \quad \text{N}$$

$$R_{Vs} := R_s \cdot \frac{124.59}{\sqrt{10^2 + 124.59^2}} = 10.72512 \quad \text{N}$$

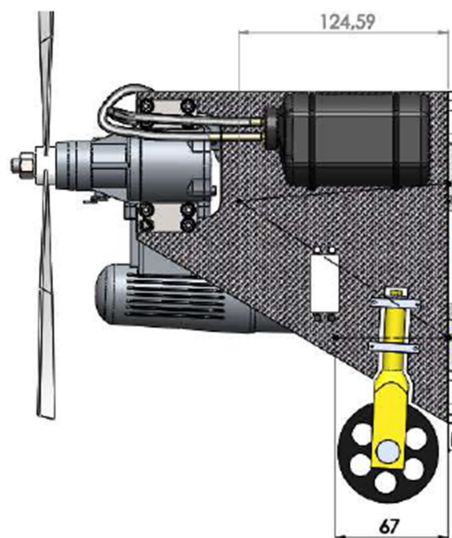
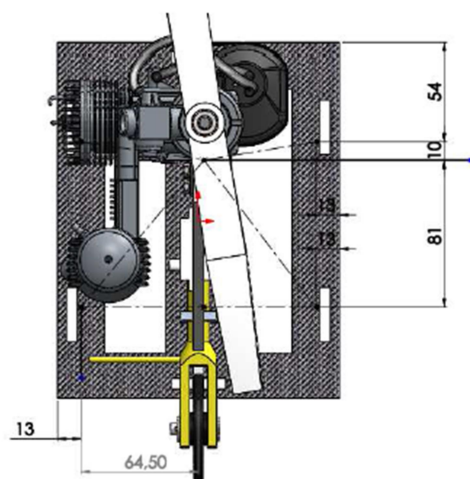
$$R_{Hs} := R_s \cdot \frac{10}{\sqrt{10^2 + 124.59^2}} = 0.86083 \quad \text{N}$$

$$R_{Vi} := R_i \cdot \frac{124.59}{\sqrt{81^2 + 124.59^2}} = 1.32409 \quad \text{N}$$

$$R_{Hi} := R_i \cdot \frac{81}{\sqrt{81^2 + 124.59^2}} = 0.86083 \quad \text{N}$$



**Cg do conjunto**



## REAÇÕES DE APOIO NA FUSELAGEM GERADAS PELO TORQUE DO MOTOR

As amarrações devem suportar o torque equivalente gerado pelo motor.

$$2 \cdot R_s \cdot \sqrt{10^2 + 64.5^2} + 2 \cdot R_i \cdot \sqrt{81^2 + 64.5^2} := 516.20301$$

$$130.54118124 \cdot R_s + 207.08693827 \cdot R_i := 516.20301$$

Equilíbrio lateral

$$2 \cdot R_s \cdot \frac{10}{\sqrt{10^2 + 64.5^2}} - 2 \cdot R_i \cdot \frac{81}{\sqrt{81^2 + 64.5^2}} := 0$$

Sistema entre os dois:

$$(1) \quad R_s := \frac{516.20301 - 207.08693827 \cdot R_i}{130.54118124}$$

$$(2) \quad R_i := \frac{2 \cdot R_s \cdot \frac{10}{\sqrt{10^2 + 64.5^2}}}{2 \cdot \frac{81}{\sqrt{81^2 + 64.5^2}}} = \blacksquare \quad R_i := \frac{0.30641672 \cdot R_s}{1.56456029}$$

(2) em (1)

$$R_s := \frac{516.20301 - 207.08693827 \cdot \frac{0.30641672 \cdot R_s}{1.56456029}}{130.54118124}$$

$$R_s := \frac{516.20301 - 40.5576575 \cdot R_s}{130.54118124}$$

$$130.54118124 \cdot R_s := 516.20301 - 40.5576575 \cdot R_s$$

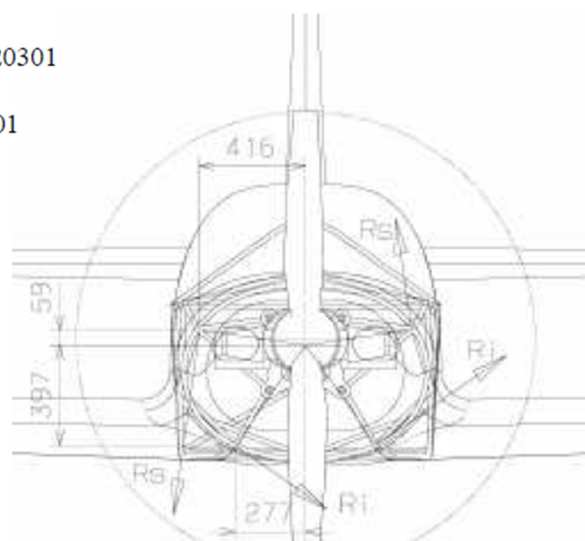
$$130.54118124 \cdot R_s + 40.5576575 \cdot R_s := 516.20301$$

$$R_s := \frac{516.20301}{171.09883874} = 3.01699 \quad \text{N}$$

$$R_i := \frac{0.30641672 \cdot R_s}{1.56456029} = 0.59087 \quad \text{N}$$

$$RV_s := R_s \cdot \frac{10}{\sqrt{10^2 + 64.5^2}} = 0.46223 \quad \text{N}$$

$$RL_s := R_s \cdot \frac{64.5}{\sqrt{10^2 + 64.5^2}} = 2.98137 \quad \text{N}$$





$$RVi := Ri \cdot \frac{81}{\sqrt{81^2 + 64.5^2}} = 0.46223 \quad \text{N}$$

$$RLi := Ri \cdot \frac{64.5}{\sqrt{81^2 + 64.5^2}} = 0.36807 \quad \text{N}$$

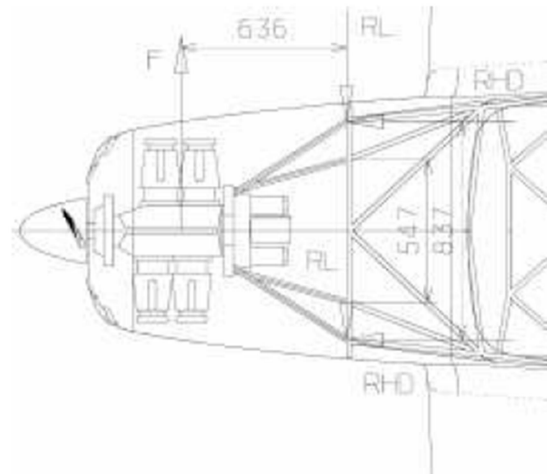
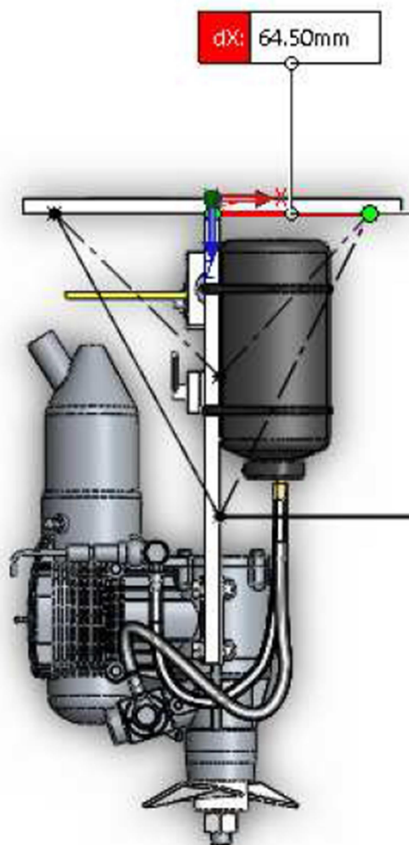
### REAÇÕES LATERAIS DE APOIO NO BERÇO DO MOTOR

De acordo com o parágrafo FAR-PART 23.363, a carga de inércia lateral deve ter um fator mínimo de 1,33 aplicado lateralmente ao berço do motor. Desta forma, define-se para nosso projeto, coeficiente de 1,5.

$$Pl := (P_{\text{motor}} + P_{\text{helice}} + P_{\text{berço}} + P_{\text{tremf}} + P_{\text{tanque}}) \cdot 1.5 \cdot 9.81 = 13.06692$$

$$R_{\text{Hor}} := \frac{Pl \cdot 124.59}{4 \cdot 64.5} = 6.31011 \quad \text{N}$$

$$R_{\text{Lat}} := \frac{Pl}{4} = 3.26673 \quad \text{N}$$



# TORQUE NA FIXAÇÃO DO MOTOR

Tmotor := 516.2

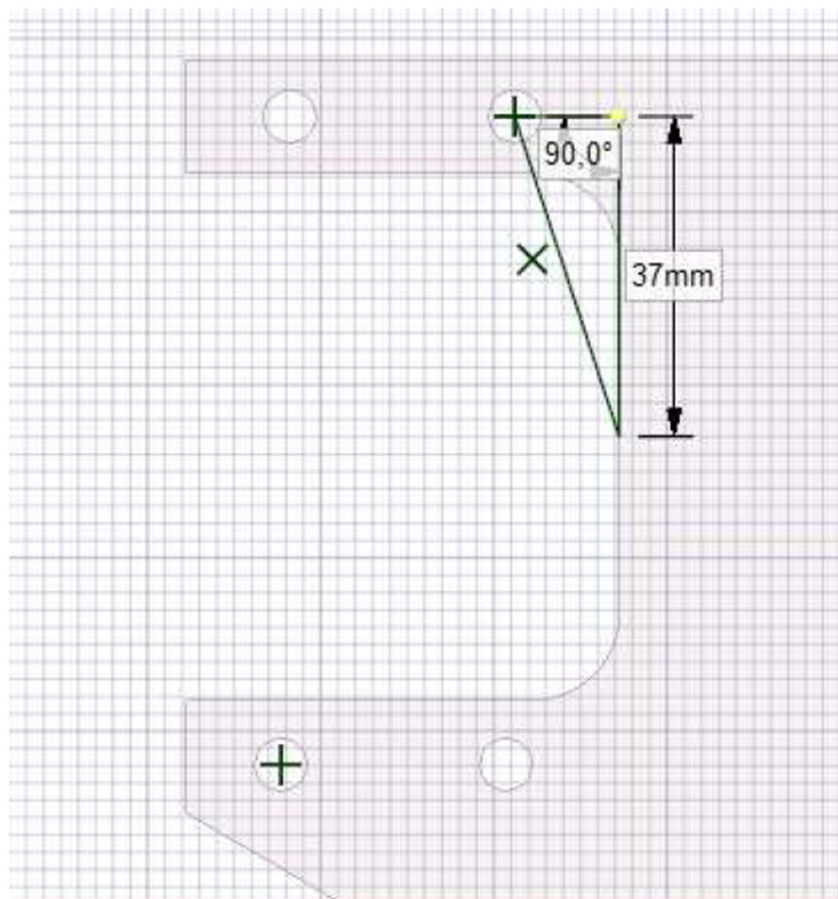
N.mm

Distância := 37

mm

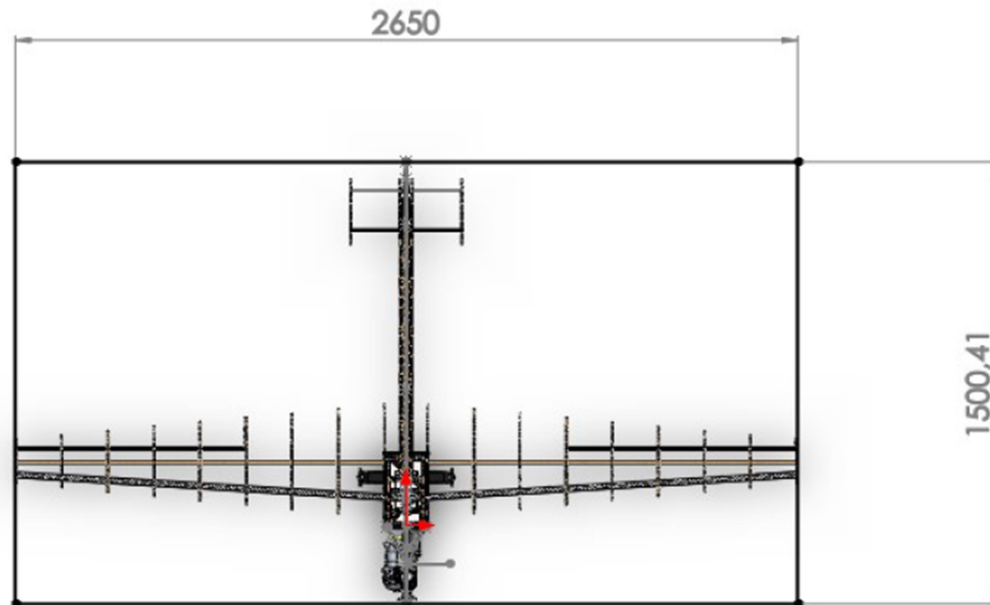
$$F := \frac{T_{\text{motor}}}{\text{Distância} \cdot 2} = 6.97568$$

N



## APÊNDICE E

### CARREGAMENTOS NA SUPERFÍCIE VERTICAL DA EMPENAGEM



$b_v := 0.28$	envergadura da superfície V da empenagem (m)
$m := 12.63$	massa (kg)
$g := 9.81$	gravidade ( $m/s^2$ )
$h := 2.65$	comprimento (m)
$l := 1.5$	altura (m)
$I := 0.0140 \cdot m \cdot (l^2 + h^2) = 1.639563$	momento de inércia eixo z ( $m^4$ )
$k_y := \sqrt{\frac{I}{m}} = 0.360298$	raio de giro eixo z (m)
$\eta_{tv} := 1$	eficiência de cauda (adm)
$\rho := 0.875$	densidade do ar ( $kg/m^3$ )
$V := 21.87$	velocidade do avião (m/s)
$q := \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = 209.254894$	pressão dinâmica ( $N/m^2$ )
$B := 3.3$	constante (adm)
$\lambda := 0.605$	constante (adm)
$N := 2.9107$	fator de carga máximo (adm)
$S := 0.72875$	área alar ( $m^2$ )
$S_v := 0.0784$	área da superfície V da empenagem ( $m^2$ )
$b := 2.65$	envergadura alar (m)
$x_v := -0.985$	distância cg avião ao ca empenagem H (m)



$$K_{\omega} := 1.15$$

amortecimento em manobra de arfagem (adm)

$$\sigma_{\beta} := 0.22$$

taxa de variação do ângulo sidewash com o ângulo sideslip (adm)

$$C_{y\beta} := \frac{-0.15}{0.01745} = -8.595989$$

variação do coeficiente de força lateral em função do ângulo sideslip (radianos<sup>-1</sup>)

$$C_{n\beta} := -0.092$$

variação do coeficiente de yawing-moment em função do ângulo sideslip (radianos<sup>-1</sup>)

$$CL_{\alpha v} := 1.83$$

variação de coef. de sustentação em função do ângulo de ataque da superfície V (radianos<sup>-1</sup>)

$$CL_{\delta v} := 1.23$$

variação de coef. de sustentação em função do ângulo de inclinação da superfície V (radianos<sup>-1</sup>)

$$C_{m\delta v} := -0.066$$

variação de coef. de momento em função do ângulo de inclinação da superfície V (radianos<sup>-1</sup>)

$$t := 0, 0.05 \dots 1.8 \quad \text{aeronaves abaixo de 500 poud}$$

tempo de reação para deflexão (seg)

$$\Delta n(t) := N \cdot \left( \frac{t}{\lambda} \right)^B \cdot e^{-B \cdot \left( 1 - \frac{t}{\lambda} \right)}$$

$$\Delta n(t) =$$

0
0.01605
0.12036
0.34926
0.68707
1.09234
1.51779
1.92173
2.27312
2.5526
2.7513
2.86873
2.91037
2.88549
2.80534
...

$$\Delta n :=$$

0	0.000001
0.016052	0.05
0.120362	0.1
0.349258	0.15
0.687068	0.2
1.092342	0.25
1.517794	0.3
1.921735	0.35
2.273123	0.4
2.552597	0.45
2.7513	0.5
2.868732	0.55
2.91037	0.6
2.885488	0.65
2.805335	0.7
2.681757	0.75
2.526215	0.8
2.349156	0.85
2.159662	0.9
1.965302	0.95
1.772138	1
1.584814	1.05
1.406713	1.1
1.240134	1.15
1.086475	1.2
0.946413	1.25
0.820062	1.3

$$t :=$$

0.707117	1.35
0.606972	1.4
0.51882	1.45
0.441732	1.5
0.374722	1.55
0.316786	1.6
0.266946	1.65
0.224266	1.7
0.187873	1.75
0.156962	1.8

$$\ddot{n} := \overrightarrow{\left[ \frac{\Delta n}{N} B \cdot \left( \frac{1}{t} - 1 \right) \right]} \cdot \frac{N}{\lambda}$$

$$\ddot{\ddot{n}} := \overrightarrow{\left[ \frac{\Delta n}{N} B^2 \cdot \left[ \frac{\lambda^2}{t^2} \cdot \left( 1 - \frac{1}{B} \right) - \frac{2 \cdot \lambda}{t} + 1 \right] \right]} \cdot \frac{N}{\lambda^2}$$

$$\overset{\text{K1}}{\text{www}} := \frac{\rho \cdot V}{2 \cdot m} \cdot \left[ CL\alpha v \cdot \frac{Sv \cdot xv^2}{ky^2} \cdot \eta tv \cdot \left( \frac{K}{\sqrt{\eta tv}} - \sigma \beta \right) - Cy \beta \cdot S \right] = 5.501151$$

$$K2 := -\frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot m} \cdot \left[ -Cn \beta \cdot \frac{S \cdot b}{ky^2} + CL\alpha v \cdot \eta tv \cdot \frac{Sv \cdot xv}{ky^2} \cdot \left[ (1 + \sigma \beta) + Cy \beta \cdot \frac{K}{\sqrt{\eta tv}} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot \frac{S \cdot xv}{m} \right] \right] = 3.762179$$

$$K3 := -\frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot m} \cdot \left( CL\delta v \cdot \eta tv \cdot \frac{Sv \cdot xv}{ky^2} - CL\alpha v \cdot CL\delta v \cdot \frac{K \cdot \eta tv^2}{\sqrt{\eta tv}} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot \frac{xv^2}{m} \cdot \frac{Sv^2}{ky^2} \right) = 12.191098$$

$$\Delta Lt\alpha := \frac{Cn \beta}{CL\alpha v} \cdot \frac{m \cdot g \cdot S}{b \cdot xv} \cdot \Delta n$$

$$\Delta Lt\alpha := \frac{Cn \beta}{CL\alpha v} \cdot \frac{m \cdot g \cdot S}{b \cdot xv} \cdot \Delta n$$

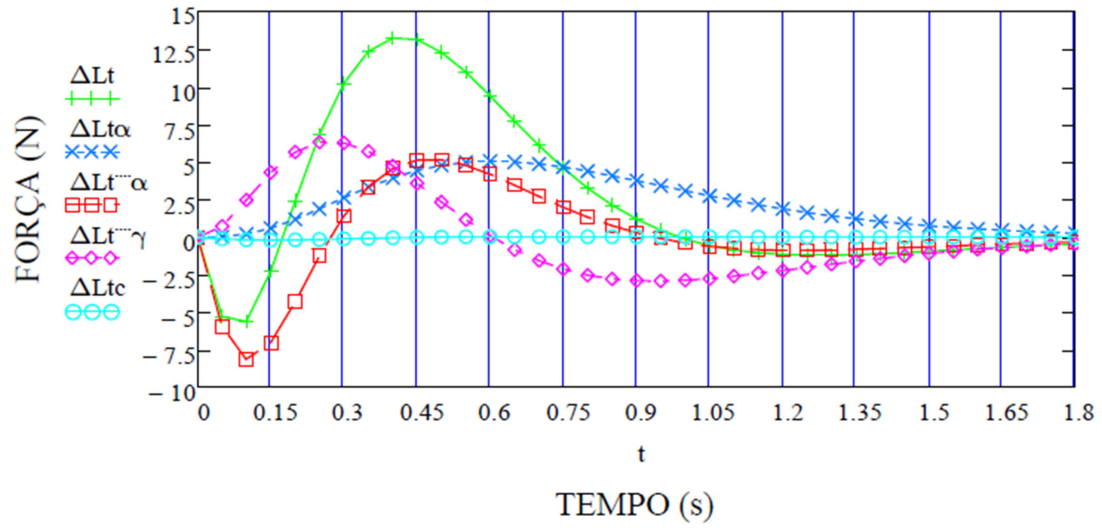
$$\Delta Lt^{\ddot{\alpha}} := -\left[ \frac{(m \cdot g)^2 \cdot ky^2}{g \cdot S \cdot q \cdot xv \cdot Cy \beta} \right] \cdot \ddot{\ddot{n}}$$

$$\Delta Lt^{\ddot{\gamma}} := -\left( \frac{m \cdot g \cdot ky^2}{V \cdot xv} \right) \cdot \ddot{n}$$

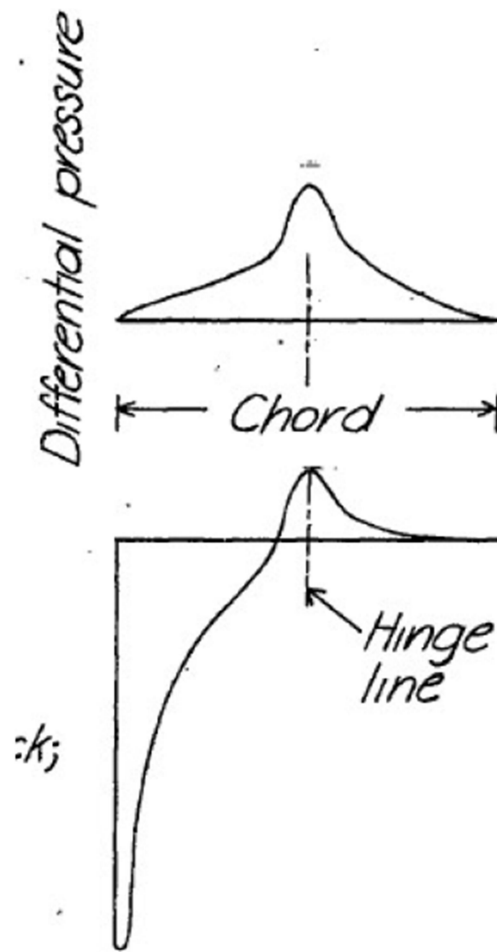
$$\Delta Ltc := Cm \delta v \cdot \eta tv \cdot \frac{Sv^2}{bv \cdot xv} \cdot \frac{\frac{m \cdot g}{S}}{Cy \beta \cdot K3} \cdot (\ddot{\ddot{n}} + K1 \cdot \ddot{n} + K2 \cdot \Delta n)$$

$$\Delta L_t := \Delta L_{t\alpha} + \Delta L_{t'''}\alpha + \Delta L_{t'''}\gamma + \Delta L_{tc} =$$

	0
0	0
1	-5.273345
2	-5.602145
3	-2.246211
4	2.420454
5	6.841061
6	10.233542
7	12.347613
8	13.244578
9	13.138695
10	12.295456
11	10.97289
12	9.392153
13	7.72669
14	6.102109
15	...

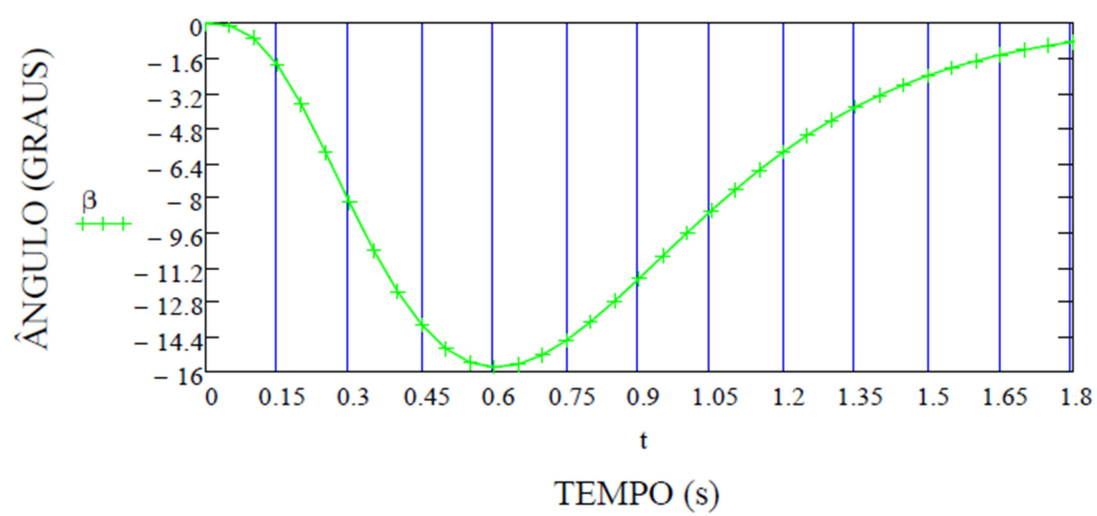


Aplicação no ponto central da envergadura e inicial da corda:



$$\beta := \frac{\Delta n \cdot \frac{m \cdot g}{s}}{q \cdot C_y \beta} = \frac{0.0174}{0.0174} =$$

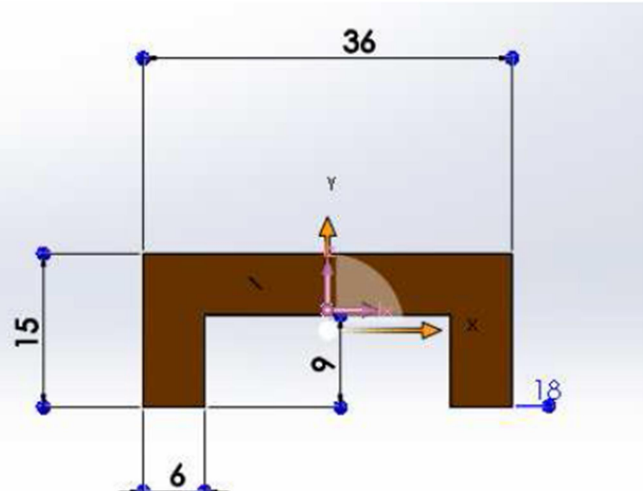
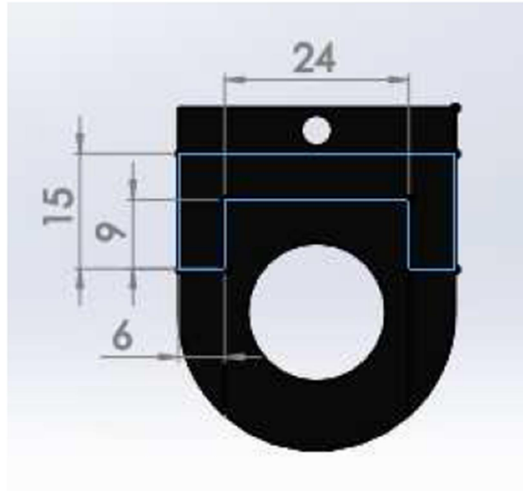
	0
0	0
1	-0.087197
2	-0.653826
3	-1.897228
4	-3.732268
5	-5.933784
6	-8.24491
7	-10.439185
8	-12.347983
9	-13.866132
10	-14.94552
11	-15.583431
12	-15.809615
13	-15.674452
14	-15.239047
15	...



## APÊNDICE F

### RIGIDEZ DO TREM PRINCIPAL

Verificação do deslocamento



$$F := 273$$

Força aproximada resultante das componentes

N

Centro de massa em Y

$$-5.5$$

Centro de massa em X

$$18$$

$$I := 2 \cdot \left[ \frac{6 \cdot 15^3}{12} + 6 \cdot 15 \cdot (7.5 - 5.5)^2 \right] + \left[ \frac{24 \cdot 6^3}{12} + 24 \cdot 6 \cdot (3 - 5.5)^2 \right] = 5.427 \times 10^3 \quad \text{mm}^4$$

$$E := 1000$$

N/m<sup>2</sup>

$$l := 107.5$$

m

$$\delta := \frac{F \cdot l^3}{3 \cdot E \cdot I} \quad \text{mm}$$

$$k := \frac{F}{\delta} \quad \text{N.m}$$

$$k := \frac{3 \cdot E \cdot I}{l^3} = 13.106 \quad \text{N.m}$$

$$\delta := \frac{F}{k} = 20.831 \quad \text{mm}$$

### The high performance sandwich core

Divinycell H provides excellent mechanical properties to low weight. The unique IPN chemical structure, yields impressive mechanical performance to a low weight. Divinycell H has been widely used and has a proven track record in virtually every application area where sandwich composites are employed including the marine (leisure, military and commercial), land transportation, wind energy, civil engineering/infrastructure and general industrial markets.

- Product Characteristics
- Low water absorption
  - Superior damage tolerance
  - Fast and easy to process
  - Good chemical resistance
  - Excellent fatigue properties
  - Low resin uptake
  - Wide range of properties
  - Provides excellent mechanical properties to a low weight

### Mechanical properties Divinycell® H

Property	Test Procedure	Unit	H35	H45	H60	H80	H100	H130	H200	H250
Compressive Strength <sup>1</sup>	ASTM D 1621	MPa	Nominal 0.5	0.6	0.9	1.4	2.0	3.0	5.4	7.2
			Minimum 0.3	0.5	0.7	1.15	1.65	2.4	4.5	6.1
Compressive Modulus <sup>1</sup>	ASTM D1621-B-73	MPa	Nominal 40	50	70	90	135	170	310	400
			Minimum 29	45	60	80	115	145	265	350
Tensile Strength <sup>1</sup>	ASTM D 1623	MPa	Nominal 1.0	1.4	1.8	2.5	3.5	4.8	7.1	9.2
			Minimum 0.8	1.1	1.5	2.2	2.5	3.5	6.3	8.0
Tensile Modulus <sup>1</sup>	ASTM D 1623	MPa	Nominal 49	55	75	95	130	175	250	320
			Minimum 37	45	57	85	105	135	210	260
Shear Strength	ASTM C 273	MPa	Nominal 0.4	0.56	0.76	1.15	1.6	2.2	3.5	4.5
			Minimum 0.3	0.46	0.63	0.95	1.4	1.9	3.2	3.9
Shear Modulus	ASTM C 273	MPa	Nominal 12	15	20	27	35	50	73	97
			Minimum 9	12	16	23	28	40	65	81
Shear Strain	ASTM C 273	%	Nominal 9	12	20	30	40	40	45	45
Density	ISO 845	kg/m³	Nominal 38	48	60	80	100	130	200	250

All values measured at +23°C

1. Properties measured perpendicular to the plane

Nominal value is an average value of a mechanical property at a nominal density

Minimum value is a minimum guaranteed mechanical property a material has independently of density

Divinycell H is type approved by:





# Technical Characteristics

## Technical Characteristics Divinycell® H

Characteristics	Unit	H35	H45	H60	H80	H100	H130	H200	H250	Test method
Density variation	%	-10% to +20%	± 10	± 10	± 10	± 10	± 10	± 10	± 10	-
Thermal conductivity <sup>a</sup>	W/(m·K)	0.028	0.028	0.029	0.031	0.033	0.036	0.044	0.049	EN 12667
Coef. linear heat expansion	x10 <sup>-4</sup> /°C	40	40	40	40	40	40	40	40	ISO 4897
Heat Distortion Temperature	°C	+125	+125	+125	+125	+125	+125	+125	+125	DIN 53424
Continuous temp range	°C	-200 to +70	-200 to +70	-200 to +70	-200 to +70	-200 to +70	-200 to +70	-200 to +70	-200 to +70	-
Max process temp	°C	+90	+90	+90	+90	+110	+110	+110	+110	-
Dissipation factor	-	0.0001	0.0002	0.0003	0.0005	0.0006	0.0009	0.0015	0.0019	ASTM D 2520
Dielectric constant	-	1.04	1.05	1.06	1.09	1.11	1.15	1.23	1.29	ASTM D 2520
Poissons ratio <sup>b</sup>	-	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	D638-08

1. Typical values
2. Thermal conductivity at +20°C
3. Standard deviation is 0.045

Continuous operating temperature is typically -200°C to +70°C. The foam can be used in sandwich structures, for outdoor exposure, with external skin temperatures up to +85°C. For optimal design of applications used in high operating temperatures in combination with continuous load, please contact DIAB Technical Services for detailed design instructions.

Maximum processing temperature is dependent on time, pressure and process conditions. Therefore users are advised to contact DIAB Technical Services to confirm that Divinycell H is compatible with their particular processing parameters.

## Physical characteristics

Format	Unit	H35	H45	H60	H80	H100	H130	H200	H250
Plain sheets	Length	2650	2440	2440	2440	2160	1960	1730	1640
	Width	mm	1250	1220	1220	1070	970	850	800
GS sheet	Length	mm	1250	1220	1220	1080	980	865	-
	Width	mm	883	813	813	1070	970	850	-
GS sheet	Length	mm	1250	1220	1220	1220	-	-	-
	Width	mm	1250	1220	1220	1220	-	-	-

**Disclaimer:**  
This data sheet may be subject to revision and changes due to development and changes of the material. The data is derived from tests and experience. If not stated as minimum values, the data is average data and should be treated as such. Calculations should be verified by actual tests. The data is furnished without liability for the company and does not constitute a warranty or representation in respect of the material or its use. The company reserves the right to release new data sheets in replacement.

All content in this publication is protected by international copyright laws. Copyright © DIAB June 2015.

Issued: June 2015 Doc No: H June 2015 rev15 SI

**DIAB Group**  
P.O. Box 201  
SE-312 22 Laholm, Sweden  
Phone: +46 (0)430 183 00  
E-mail: info@se.diabgroup.com







**FAHOR - FACULDADE HORIZONTINA**  
**CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

A Comissão Examinadora, abaixo assinada, aprova o trabalho final de curso

**“ESTUDO DIMENSIONAL DA ESTRUTURA DE UMA FUSELAGEM UTILIZADA  
EM UM AEROMODELO DA EQUIPE MASBÁH AERODESIGN”**

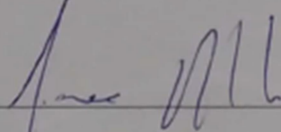
Elaborada por:

**Leonardo Arndt da Silva**

Como requisito parcial para a obtenção do grau de Bacharel em  
Engenharia Mecânica.

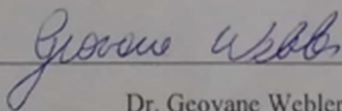
Aprovado em: 22/11/2017

Pela Comissão Examinadora



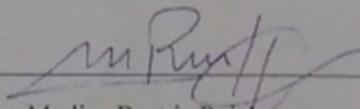
Me. Cristiano Rosa dos Santos

Presidente da Comissão Examinadora - Orientador



Dr. Geovane Webler

FAHOR – Faculdade Horizontina



Dra. Marliza Beatriz Reichert

FAHOR – Faculdade Horizontina

**Horizontina - RS**

**2017**