



Ariel Abeling

**DIMENSIONAMENTO DE UM CONJUNTO TREM DE POUSO PARA
AERODESIGN**

Horizontina-RS

2016

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

Ariel Abeling

**DIMENSIONAMENTO DE UM CONJUNTO TREM DE POUSO PARA
AERODESIGN**

Trabalho Final de Curso apresentado como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica, pelo Curso de Engenharia Mecânica da Faculdade Horizontalina.

ORIENTADOR: Mestre Luis Carlos Wachholz.

Horizontalina-RS

2016

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

A Comissão Examinadora, abaixo assinada, aprova a monografia:

**“DIMENSIONAMENTO DE UM CONJUNTO TREM DE POUSO PARA
AERODESIGN”**

Elaborado por:

Ariel Abeling

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

**Aprovado em: 01/12/2016
Pela Comissão Examinadora**

**Me. Luis Carlos Wachholz
Presidente da Comissão Examinadora - Orientador**

**Me. Cristiano Rosa dos Santos
FAHOR – Faculdade Horizontalina**

**Me. Marlene Bieger
FAHOR – Faculdade Horizontalina**

**Esp. Valmir Beck
FAHOR – Faculdade Horizontalina**

**Horizontalina-RS
2016**

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho aos meus pais, Noeli e Celso Abeling, e a minha irmã Yasmim.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, e de forma especial, agradeço aos meus Pais e minha irmã! Obrigado por me incentivar e apoiar na busca por realizar meus sonhos. Esta conquista, em especial, também é de vocês.

Agradeço a equipe MasBáh AeroDesign que oportunizou esta pesquisa, e a todos os professores que contribuíram no meu desenvolvimento até o momento. Um agradecimento especial ao meu orientador Luís Carlos Wachholz, pela sua dedicação, auxiliando-me neste trabalho.

“A felicidade só é real quando compartilhada.”
(Christopher Johnson McCandless).

RESUMO

Anualmente a Sociedade dos Engenheiros da Mobilidade do Brasil (SAE BRASIL) proporciona, aos estudantes de graduação em engenharia, o desafio de projetar e construir um aeromodelo capaz de realizar um circuito de voo transportando uma carga útil. Dentre as várias áreas envolvidas no projeto, o trem de pouso é uma das partes mais críticas do aeromodelo. O mesmo deve ser bem projetado a fim de ser o mais leve possível e resistir às interações com o solo. A sua posição na aeronave influencia diretamente na estabilidade de decolagem, pouso e taxiamento. A equipe MasBáh AeroDesign da Faculdade Horizontina (FAHOR) participou em novembro de 2016 da 18ª competição realizada em São José dos Campos/SP, com um projeto de aeronave de asa baixa com trem de pouso modelo triciclo. Alinhado a isto obteve-se o tema do trabalho. Tem-se como objetivo realizar o dimensionamento do conjunto trem de pouso da aeronave do ano em questão bem como estabelecer uma metodologia a que possa ser adotada nos anos subsequentes. A metodologia empregada é definida como uma pesquisa experimental, dividida em três partes: projeto conceitual, preliminar e detalhado, onde o modelamento e os cálculos foram realizados através de softwares. São apresentados no trabalho os cálculos envolvidos e o design selecionado. Os resultados confirmam que o *layout* e o design propostos aliados aos materiais selecionados para o conjunto trem de pouso, garantem, sob os esforços máximos aplicados, o amortecimento e deformação mínima satisfazendo as necessidades do projeto.

Palavras-chave: Dimensionamento; Trem de Pouso; AeroDesign;

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Elementos de uma aeronave	16
Figura 2 - Trem de pouso convencional, triciclo e biciclo com <i>outriggers</i>	18
Figura 3 - Vista explodida do conjunto trem de pouso	19
Figura 4 - Amortecedores de choque	19
Figura 5 - Deformações no trem de pouso	20
Figura 6 - Dimensões básicas do conjunto trem de pouso.....	20
Figura 7 - Ângulo de <i>overturning</i>	21
Figura 8 - Ponto de giro.....	23
Figura 9 - Situações de pouso.....	25
Figura 10 - Etapas de um projeto aeronáutico	29
Figura 11 - Esquema de posicionamento em vista lateral	36
Figura 12 - Esquema 3D de posicionamento	37
Figura 13 - Pontos de apoio em vista inferior da aeronave	38
Figura 14 - Folga de inclinação decolagem/pouso	41
Figura 15 - Deflexão máxima no pouso.....	42
Figura 16 - Folga de inclinação lateral	42
Figura 17 - Folga lateral com deflexão máxima.....	43
Figura 18 - Esboço de meia estrutura do trem principal.....	44
Figura 19 - Características da estrutura sólida-flexível	45
Figura 20 - Elementos do trem de pouso principal.....	49
Figura 21 - Design do trem de pouso principal.....	49
Figura 22 - Esboço do trem frontal	51
Figura 23 - Esquema de roda direcionada à esquerda e direita.....	53
Figura 24 - Elementos do Trem de Pouso Frontal.....	54
Figura 25 - Design do trem de pouso frontal	54
Figura 26 - Vista isométrica da proposta final do conjunto trem de pouso	55
Figura 27 - Vista lateral da proposta final do conjunto trem de pouso.....	56
Figura 28 - Vista frontal da proposta final do conjunto trem de pouso	56

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 - Dimensionamento das rodas.....	22
Quadro 2 - Características da aeronave	33
Quadro 3 - Forças atuantes nos eixos do conjunto de trem de pouso	39
Quadro 4 - Avaliação do peso do conjunto	55

LISTA DE FÓRMULAS

Fórmula 1 - Fórmula para cálculo de ângulo <i>rake</i>	22
Fórmula 2 - Fórmula para cálculo de estimativa de peso.....	23
Fórmula 3 - Fórmula para cálculo de força vertical em uma roda do trem principal ..	25
Fórmula 4 - Fórmula para cálculo de força horizontal em uma roda do trem principal	25
Fórmula 5 - Fórmula para cálculo de força atuante.....	25
Fórmula 6 - Fórmula para cálculo de força vertical em cada roda do trem principal .	26
Fórmula 7 - Fórmula para cálculo de força horizontal em cada roda no trem principal	26
Fórmula 8 - Fórmula para cálculo de força vertical em cada roda do trem principal para pouso em três rodas	27
Fórmula 9 - Fórmula para cálculo de força vertical em cada roda do trem principal para pouso em três rodas	27
Fórmula 10 - Fórmula para cálculo de força vertical na roda do trem frontal para pouso em três rodas	27
Fórmula 11 - Fórmula para cálculo de força horizontal na roda do trem frontal para pouso em três rodas	27
Fórmula 12 - Fórmula para cálculo de velocidade de queda.....	28
Fórmula 13 - Fórmula para cálculo de altura de queda.....	28
Fórmula 14 - Fórmula para cálculo de pontos de apoio	35
Fórmula 15 - Fórmula para cálculo de carga total.....	38
Fórmula 16 - Fórmula de deflexão em estruturas engastadas em uma extremidade	44
Fórmula 17 - Fórmula para cálculo de deflexão na estrutura do trem de pouso principal.....	45
Fórmula 18 - Fórmula para cálculo de largura efetiva	46
Fórmula 19 - Fórmula para cálculo de cisalhamento conforme o momento atuante .	47
Fórmula 20 - Fórmula para cálculo de cisalhamento conforme o momento atuante na estrutura do trem frontal	51

LISTA DE SÍMBOLOS

cg	Centro de gravidade de massa
A	Distância entre o cg da aeronave e o trem de pouso frontal
B	Distância cg da aeronave e o trem de pouso principal
D	Distância total entre eixos
T	<i>Track</i> (distância entre rodas do trem de pouso principal da aeronave)
ψ	Ângulo de <i>overturning</i>
θ_f	Ângulo <i>rake</i>
K	Componente do coeficiente de arrasto
n	Fator limite do momento de inercia vertical
P_{est}	Peso estimado
P_{sel}	Peso selecionado
$F_{atuante}$	Força atuante
F_{VP1}	Força vertical no trem principal sob pouso em uma roda
F_{HP1}	Força horizontal no trem principal sob pouso em uma roda
P_t	Carga total aplicada
F_c	Fator de carga
g	Aceleração da gravidade
F_{VP2}	Força vertical no trem principal sob pouso em duas rodas
F_{HP2}	Força horizontal no trem principal sob pouso em duas rodas
F_{VP3}	Força vertical no trem principal sob pouso em tres rodas
F_{HP3}	Força horizontal no trem principal sob pouso em tres rodas
F_{VF}	Força vertical no trem frontal sob pouso em tres rodas
F_{HF}	Força horizontal no trem frontal sob pouso em tres rodas
V_V	Velocidade vertical de descida sob pouso em tres rodas
S	Área alar
h_f	Altura de queda
P_P	Carga útil máxima
P_A	Carga útil máxima
C_R	Corda raiz
C_T	Corda topo

h_{cg}	Distância do cg em relação ao solo
b_{env}	Envergadura
l_{cg}	Distância da origem ao cg
Γ	Ângulo de diedro
Λ	Ângulo da ponta da asa e cg mais suscetível a toque no solo
δ	Deflexão
F	Força aplicada
l	Comprimento da haste (braço)
E	Módulo de elasticidade do material
I	Momento de inércia
θ	Ângulo da estrutura
b	Largura de chapa
t	Espessura da chapa
W_R	Largura maior
W_B	Largura menor
τ	Tensão de cisalhamento do material
c	Distância do centro à extremidade
S_g	Fator de segurança
d_e	Diâmetro externo
d_i	Diâmetro interno

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	14
1.1 O PROBLEMA DA PESQUISA	15
1.2 JUSTIFICATIVA	15
1.3 OBJETIVOS	15
1.4 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	15
2 REVISÃO DA LITERATURA	16
2.1 AS AERONAVES	16
2.2 O CONJUNTO TREM DE POUSO.....	17
2.3 ELEMENTOS DO CONJUNTO	18
2.4 CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS	20
2.4.1 Ângulo de <i>overturning</i>	21
2.4.2 Ângulo <i>rake</i>	22
2.4.3 Rodas.....	22
2.4.4 Peso do conjunto	23
2.4.5 Dirigibilidade.....	23
2.4.6 Ângulo de <i>yaw</i>	24
2.5 FORÇAS ATUANTES	24
2.6 PROJETOS AERONÁUTICOS	29
3 METODOLOGIA	31
3.1 MÉTODOS E TÉCNICAS.....	31
3.2 MATERIAIS E EQUIPAMENTOS.....	32
3.3 DESCRIÇÃO DA AMOSTRA	32
3.4 COLETA DE DADOS	32
3.5 ANÁLISE DOS DADOS.....	32
4 APRESENTAÇÃO E ANÁLISE DOS RESULTADOS	33
4.1 PROJETO CONCEITUAL	33
4.1.1 Avaliação das características da aeronave	33
4.1.2 Configuração do trem de pouso	34
4.2 PROJETO PRELIMINAR	34
4.2.1 <i>Layout</i> inicial	34
4.2.2 Ângulo <i>rake</i>	36
4.2.3 Dimensionamento do <i>track</i>	37

4.2.4 Dirigibilidade.....	37
4.2.5. Forças atuantes	38
4.2.6 Dimensionamento das rodas.....	40
4.2.7 Estimativa de peso.....	40
4.2.8 Condições de pouso	41
4.3 PROJETO DETALHADO	43
4.3.1 Trem de pouso principal.....	43
4.3.1.1 Dimensionamento da estrutura	43
4.3.1.2 Dimensionamento do eixo.....	47
4.3.1.3 Modelamento	49
4.3.1.4 Parâmetros para ensaio estrutural	50
4.3.2 Trem de pouso frontal	50
4.3.2.1 Dimensionamento da estrutura	50
4.3.2.2 Dimensionamento da haste de dirigibilidade.....	52
4.3.2.3 Modelamento	53
4.3.3 Layout final conjunto trem de pouso	55
CONCLUSÃO	57
SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	58
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	59
APÊNDICES	61
ANEXOS	76

1 INTRODUÇÃO

A Competição SAE AeroDesign acontece nos Estados Unidos desde a década de 80, tendo sido idealizada e realizada pela *SAE International*. O programa foi adotado pela A SAE BRASIL em 1999, no qual trata-se de um desafio lançado aos estudantes de Engenharia e tem como principal objetivo propiciar a difusão e o intercâmbio de técnicas e conhecimentos de Engenharia Aeronáutica, através de aplicações práticas e de competição entre equipes de várias universidades.

Aeronaves de AeroDesign são rádio controladas e tem por objetivo realizar um circuito de voo transportando uma carga em seu interior. Estas aeronaves seguem os mesmos conceitos de aviões comerciais.

Dentre as áreas envolvidas para elaboração de uma aeronave, das quais Pazmany (1963) diz que pode ser dividida em cinco partes principais: fuselagem, asas, empenagem e estabilizadores, sistema de propulsão e trem de pouso, este no qual, restringiu-se o estudo deste trabalho.

O dimensionamento do conjunto trem de pouso é um dos maiores desafios em projetos aeronáuticos, pois este não tem função durante o voo, porém, devido aos esforços atuantes no momento da aterrissagem, torna-se um elemento crítico. Sendo assim, o conjunto precisa ser o mais leve possível para não agregar peso desnecessário, para evitar consumo excessivo de combustível e também deve resistir e amortecer o impacto, dissipando a energia absorvida no pouso.

Além das restrições da competição, normas de aviação também são adotadas para conduzir o projeto de forma segura. Conforme Stinton (1983), no geral, uma aeronave que atenda as normas FAR (Regulamentação Federal de Aviação), regida pela FAA (Agência Reguladora Americana), pode ser certificada em qualquer lugar do mundo, devido aos seus minuciosos requisitos.

O trabalho segue a metodologia proposta por Torenbeek (1976), alinhado com os tópicos propostos pelos autores Currey (1988), Conway (1958), Pazmany (1963), Raymer (1985) e Roskam (1986), tratando-se de uma pesquisa experimental. Os conceitos apresentados pelos autores podem ser inteiramente aplicáveis para o propósito da competição SAE AeroDesign. Algumas adaptações foram realizadas, levando em conta os requisitos para satisfazer o projeto.

1.1 O PROBLEMA DA PESQUISA

O projeto do trem de pouso é um componente que exige um estudo detalhado para qualquer aeronave. Este precisa ser resistente o bastante para suportar e distribuir as forças atuantes no momento da aterrissagem e também ser o mais leve possível para, durante o voo, a aeronave não carregar um peso desnecessário. Sendo assim, como pode-se garantir a otimização de peso versus resistência do conjunto trem de pouso?

1.2 JUSTIFICATIVA

Este trabalho, aplicado em um projeto de iniciação científica, justifica-se pela necessidade de dimensionar o conjunto trem de pouso, tanto com embasamento teórico, como prático. Dessa forma, este trabalho contribui para o conhecimento pessoal em termos de aplicação da teoria aprendida em aula e para o aprimoramento das competências e habilidades em engenharia aeronáutica.

O trabalho também é relevante na medida em que realizou-se o dimensionamento de um conjunto trem de pouso para um AeroDesign, assim como, o estabelecimento de uma metodologia que poderá ser adotada nos anos subsequentes, pelos integrantes da equipe MasBáh AeroDesign e demais acadêmicos da FAHOR.

1.3 OBJETIVO GERAL

O trabalho em questão tem como objetivo geral realizar o dimensionamento de um conjunto trem de pouso para um AeroDesign, bem como estabelecer uma metodologia a qual poderá ser adotada nos anos subsequentes.

1.4 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Alinhados ao objetivo geral, os objetivos específicos deste projeto são:

- Definir configuração do conjunto trem de pouso;
- Definir *layout* do conjunto trem de pouso;
- Analisar condições de pouso e dirigibilidade;
- Dimensionar rodas e eixos e realizar análise de espessura das estruturas;
- Estimar e validar peso;

2 REVISÃO DA LITERATURA

Neste referencial teórico são apresentadas informações relevantes para o desenvolvimento deste trabalho, a exemplo das partes de uma aeronave, conceitos sobre o conjunto trem de pouso, principais características, as forças atuantes no mesmo e o desenvolvimento de projetos aeronáuticos.

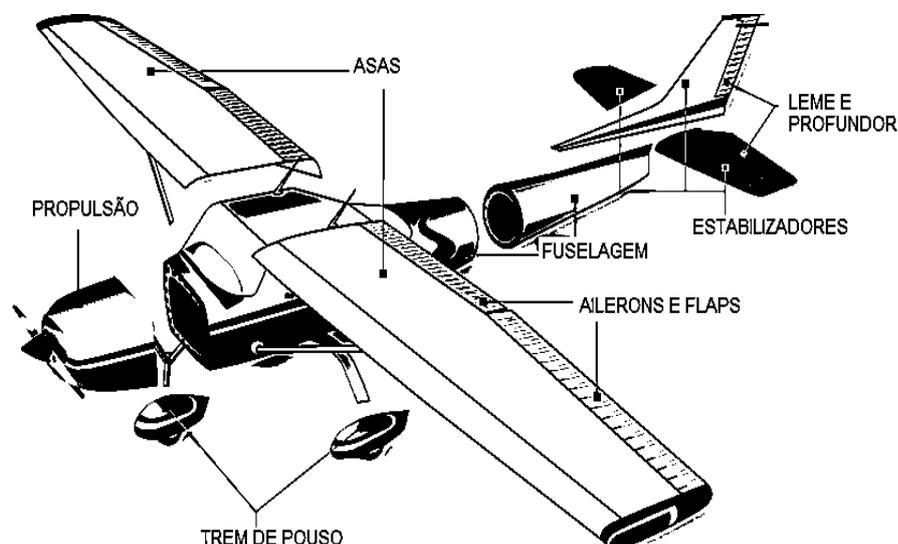
2.1 AS AERONAVES

De acordo com o Minidicionário Luft (2000), aeronaves são aparelhos de navegação aérea, assim como aviões e aeroplanos. Em um projeto aeronáutico existem diversas áreas de atuação, que, conforme Jenkinson (2003), são:

- a) Aerodinâmica, define o perfil aerodinâmico a ser adotado nas asas;
- b) Cargas e estruturas, onde a integridade estrutural é avaliada visando a otimização do peso da estrutura em interações com o ambiente;
- c) Estabilidade e controle, que delimita as partes móveis da aeronave a fim de estabelecer uma resposta segura ao comando;
- d) Sistema propulsor, que define o conjunto motor e hélice a ser usado a fim de ter potência e velocidade adequada aos requisitos da aeronave.

Na Figura 1, é possível visualizar cada elemento constituinte de uma aeronave.

Figura 1 - Elementos de uma aeronave



Fonte: Adaptado de *Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe* (2012, p 7).

No caso do AeroDesign, o avião é controlado remotamente. Dessa forma, na região da cabine, na fuselagem, faz-se adaptações para que o acento e os comandos para o piloto, sejam substituídos por um compartimento de carga.

2.2 O CONJUNTO TREM DE POUSO

O conjunto trem de pouso tem sido referido como “a intermediação essencial entre a aterrissagem e a catástrofe”, CURREY (1984). Raymer (1989) diz que o conjunto trem de pouso é, na maioria das vezes, o sistema que causa mais dor de cabeça aos engenheiros em um projeto aeronáutico.

Segundo Roskam (1958), o trem de pouso tem como principal função absorver a energia cinética durante o choque na aterrissagem e taxiamento. Parte desta energia é dissipada pelo atrito das rodas ao solo e parte pelos amortecedores de choque ou deformação elástica na estrutura do trem de pouso.

A FAA, em sua publicação *Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe* (2012), diz que o trem de pouso precisa ser resistente o suficiente durante o pouso quando totalmente carregado, mas o maior objetivo durante projeto é fazê-lo o mais leve possível. O manual ainda menciona que, para isso, é utilizada uma vasta variedade de materiais como ligas aço, alumínio, magnésio, entre outros.

Conforme Stinton (1983), a maioria das aeronaves possui a configuração triciclo. O autor apresenta como vantagens a facilidade de taxiamento, melhor aceleração para a decolagem e há menos risco de sobrecarga no trem frontal. Entretanto, esta configuração apresenta um arrasto mais elevado comparado com a configuração convencional bem como maior peso.

Raymer (1989) apresenta três principais configurações de trens de pouso. Suas características estão resumidamente explicadas nos tópicos a seguir.

- A configuração convencional possui duas rodas principais em frente ao centro de gravidade (*cg*) da aeronave e uma pequena roda auxiliar ao final da empenagem. Essa configuração oferece uma maior distância entre a hélice e o solo, gera menor arrasto porém é bastante instável.
- A configuração triciclo possui duas rodas principais posteriores ao *cg* da aeronave e uma auxiliar em frente (também chamada de bequilha). Trata-se de um conjunto mais pesado que o convencional, mas possui grande facilidade de pouso devido ser uma configuração mais estável.

- A configuração biciclo com *outriggers* possui duas rodas principais, antes e depois do *cg* da aeronave, geralmente com 50% do peso em cada roda principal, com pequenas rodas nas asas que previnem a rolagem lateral da aeronave.

É possível visualizar na Figura 2, as configurações citadas por Raymer, (1989).

Figura 2 - Trem de pouso convencional, triciclo e biciclo com *outriggers*



Fonte: Adaptado de Barros (2001, p 71).

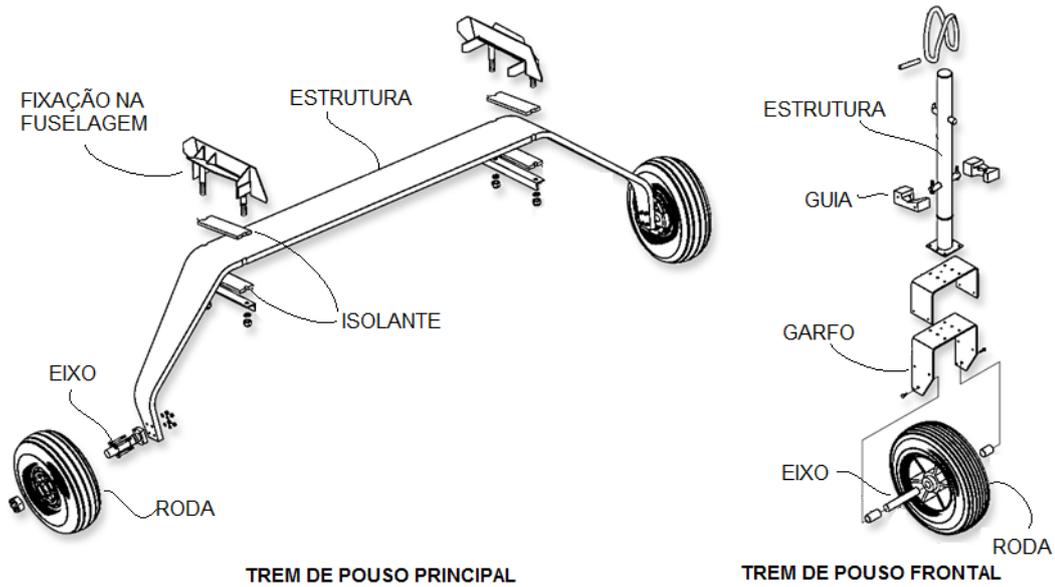
2.3 ELEMENTOS DO CONJUNTO

Para realizar suas funções adequadamente o conjunto conta com um acoplamento de vários elementos. O conjunto trem de pouso consiste basicamente em estrutura, rodas e freios, podendo o conjunto ser fixo, retrátil ou semi-retrátil. A maioria das aeronaves de pequeno porte possui trem de pouso fixo o qual gera maior arrasto. Aeronaves maiores, mais velozes e mais complexas possuem trem de pouso retrátil, a vantagem deste é que melhora a aerodinâmica de voo, mas em contrapartida são mais pesados que os fixos, (NASA, 1999).

A Figura 3 apresenta ilustrações dos elementos básicos em uma vista explodida de um conjunto trem de pouso. Neste caso, utiliza-se como exemplo a configuração triciclo fixo com estrutura do trem principal sólida-flexível e bequilha.

Roskam (1986), diz que a quantidade de rodas em cada estrutura do trem de pouso de uma aeronave pode variar de uma a oito, alterando o diâmetro e a largura das mesmas, dependendo do arranjo definido no projeto.

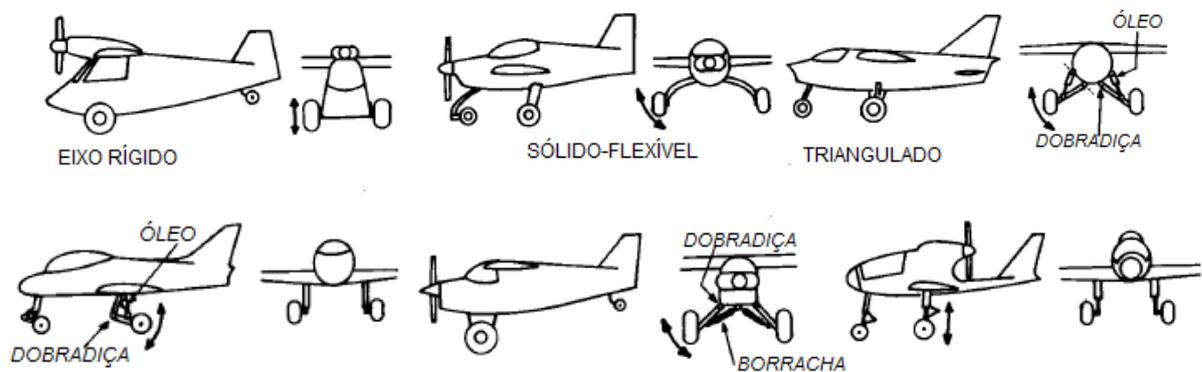
Figura 3 - Vista explodida do conjunto trem de pouso



Fonte: Adaptado de Zenith Aircraft STOL CH 750 - Landing Gear (2016).

O elemento considerado mais crítico é a estrutura. Este é o elemento que mais agrega peso ao conjunto e absorve toda a energia de impacto durante o pouso. De acordo com Raymer (1989) os amortecedores de choque têm como objetivo absorver o impacto de um pouso ruim e suavizar a dirigibilidade enquanto taxiar. Roskam (1986) diz que os esses elementos podem ser projetados como sendo separados ou integrados na estrutura do trem de pouso. A Figura 4 apresenta os tipos mais comuns de amortecedores de choque para aeronaves comerciais.

Figura 4 - Amortecedores de choque

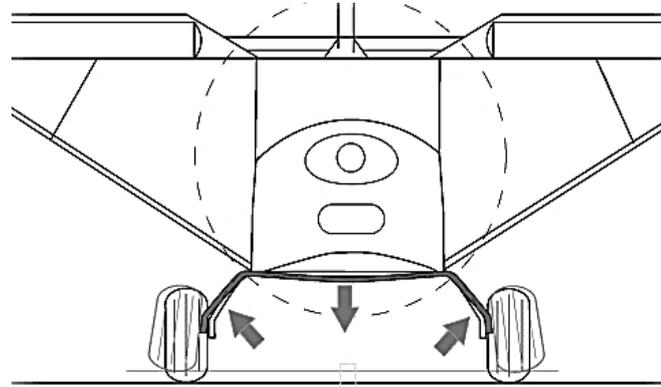


Fonte: Adaptado de Raymer (1989, p 239).

Mantendo como exemplo a estrutura sólida-flexível da Figura 3, na Figura 5 é possível observar o comportamento do elemento ao realizar a função de

amortecimento. A deflexão da estrutura acontece de acordo com as propriedades elásticas do material voltando a sua forma original ao dissipar a energia de impacto.

Figura 5 - Deformações no trem de pouso

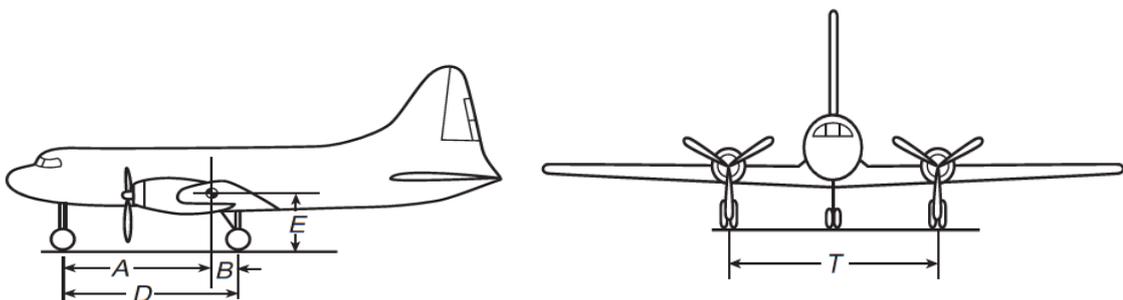


Fonte: Adaptado de *Zenith Aircraft* (2016).

2.4 CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS

Cada configuração de trem de pouso fornece características diferentes ao desempenho da aeronave. A posição do trem de pouso é estratégica no qual considera a estabilidade na decolagem, no pouso e durante o taxiamento da aeronave (CONWAY, 1958). A Figura 6 apresenta as principais dimensões do conjunto trem de pouso em situação estática.

Figura 6 - Dimensões básicas do conjunto trem de pouso



Fonte: Adaptado de FAR-PART 25 (2005, p 147).

Onde,

A = Distância entre o cg da aeronave e o trem de pouso frontal [m]

B = Distância cg da aeronave e o trem de pouso principal [m]

D = Distância total entre eixos [m]

E = Altura do cg em relação ao solo (também chamado de h_{cg}) [m]

T = *Track* (distância entre rodas do trem de pouso principal da aeronave) [m]

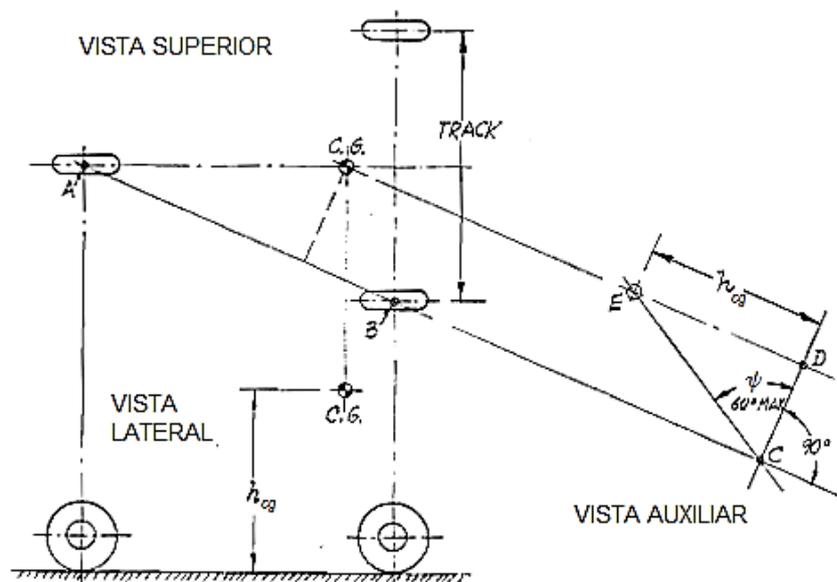
Roskam (1958) e Pazmany (1963) dizem que, em vista lateral, o ponto de toque entre a roda do trem principal e o solo deve estar alocado a 15° do cg no sentido oposto à direção do trem frontal. Dessa forma, no pouso, a tendência do momento é sempre para frente da aeronave.

2.4.1 Ângulo de *overturning*

Ventos laterais durante o pouso podem ocasionar o rolamento lateral da aeronave usualmente chamado de *overturning*. Conseqüentemente, isso pode levar a aeronave tocar a hélice ou a ponta da asa no solo danificando-a.

Uma simples regra de polegar estabelece que o ângulo *overturning* (ψ), determinando a tendência de tombar para lateral, não deve exceder o valor de 60° , sendo 55° a 57° o máximo limite de segurança aceitável (TORENBEEK, 1982, p. 353, grifo nosso).

Figura 7 - Ângulo de *overturning*



Fonte: Adaptado de Pazmany (1963, p 57).

A Figura 7 ilustra os ângulos a serem avaliados no posicionamento das rodas em benefício da estabilidade da aeronave no solo assim como facilitar o pouso.

2.4.2 Ângulo *rake*

O ângulo de *rake* trata-se do ângulo de incidência do trem frontal, muito útil no toque do trem durante o pouso bem como também para manobras no solo, (TORENBEEK, 1982). Pauliny (2014) sugere para cálculo a Fórmula 1.

Fórmula 1 - Fórmula para cálculo de ângulo *rake*

$$\tan(\theta_f) = \frac{Kn}{n - \frac{2}{3}}$$

Onde:

θ_f = Ângulo *rake* [°]

K = Componente do coeficiente de arrasto [adimensional]

n = Fator limite do momento de inercia vertical [adimensional]

$\frac{2}{3}$ = Relação de sustentação [adimensional]

2.4.3 Rodas

Para o dimensionamento das rodas, Raymer (1989) adota como referência o Quadro 1. O autor ainda diz que deve-se assumir para o trem principal 90% do peso da aeronave, e o tamanho da roda do trem frontal pode ser de 60 a 100% do tamanho das rodas do trem principal.

Quadro 1 - Dimensionamento das rodas

	Diâmetro das rodas do trem principal (polegadas)		$W_d = A(P_t n)^B$	
	Diâmetro		Largura	
	A	B	A	B
Aviação Geral	1,51	0,349	0,715	0,312
Comercial	2,69	0,251	1,17	0,216
Transporte	1,63	0,315	0,1043	0,48
Jatos	1,59	0,302	0,098	0,467

W_d = carga em uma roda

Fonte: Adaptado de Raymer (1989, p 233).

2.4.4 Peso do conjunto

Estima-se que o peso do conjunto trem de pouso triciclo seja 5,5% do peso do peso total da aeronave (PAZMANY, 1963). Neste, 70% é destinado ao trem principal e os 30% restantes ao trem frontal. O autor ainda menciona que a estimativa de peso pode ser calculada por meio da Fórmula 2.

Fórmula 2 - Fórmula para cálculo de estimativa de peso

$$P_{est} = P_{sel} \frac{\%}{100}$$

Onde:

P_{est} = Peso estimado [kg]

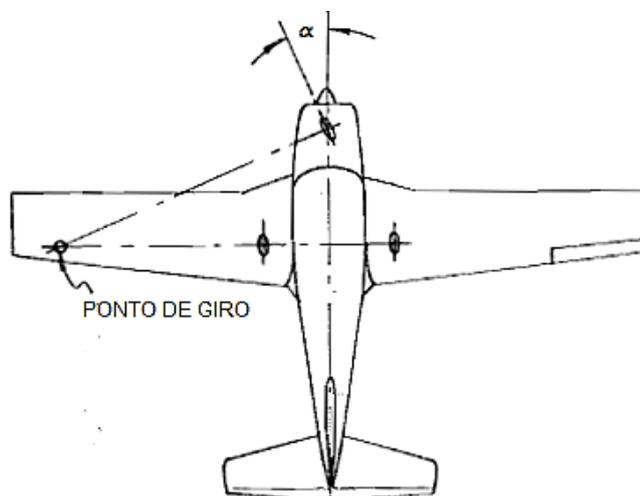
P_{sel} = Peso selecionado (da aeronave ou do conjunto trem de pouso, quando já calculado) [kg]

% = Porcentagem definida ao elemento [%]

2.4.5 Dirigibilidade

Quanto à dirigibilidade da aeronave no solo, Pazmany (1963) diz que a roda do trem frontal deve realizar um movimento no qual o ponto de giro fique dentro do limite da corda topo da asa, como mostrado na Figura 8.

Figura 8 - Ponto de giro



Fonte: Adaptado de Pazmany (1963, p 58).

2.4.6 Ângulo de yaw

Quanto ao ângulo de yaw, pode-se citar Conway (1958) que diz “quando há uma carga lateral aplicada na roda, há uma derivação da carga no sentido do eixo”. Essa carga surge devido ao contato entre a roda e o solo gerando uma alteração do eixo vertical central da roda.

Sendo assim, faz-se necessário aplicar uma angulação, entre 5 e 6 graus, nas rodas do trem principal na direção de movimento chamado de ângulo de yaw. Dessa forma, a carga é dissipada suavemente para a estrutura do trem de pouso.

2.5. FORÇAS ATUANTES

Rodrigues (2011) diz as principais condições de carregamento no trem de pouso são as seguintes:

- Carregamento estático no solo;
- Carregamento dinâmico no pouso.

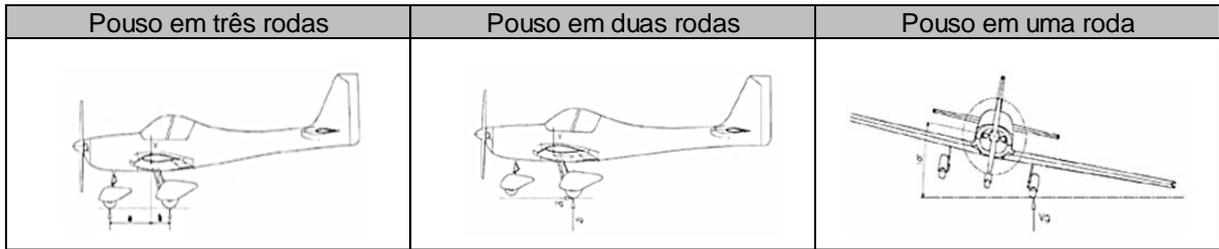
Roskam (1958) detalha esses carregamentos como: forças verticais, causadas na aterrissagem; forças longitudinais, causadas pelas frenagem e fricção; forças laterais, causadas pelos ventos laterais e quando realizado algum movimento de curva durante taxiamento.

A carga no trem frontal em condição estática geralmente varia de 6 a 20% da carga total no pouso, mas isto deve ser considerado como extremo (CURREY, 1988, p. 28, grifo nosso).

A norma FAR-PART 23 (Regulamentação Federal de Aviação) (2002), diz que para as condições de cargas no solo, são avaliadas três situações de pouso, sendo elas o pouso realizado em três rodas, o pouso realizado em duas rodas do trem principal e o pouso realizado em uma das rodas do trem principal na qual é a situação mais crítica de pouso. A Figura 9 representa ambas as situações de pouso.

As Fórmulas 3 a 11, obtidas da norma FAR-PART 23 (2002), representam as três situações de pouso apresentadas na Figura 9. Para a situação de pouso em uma roda, na qual Rodrigues (2009) evidencia como sendo a mais crítica, a obtenção da carga vertical e horizontal deu-se pelas Fórmulas 3, na qual trata-se da força vertical eixo, e 4, força horizontal aplicada

Figura 9 - Situações de pouso



Fonte: Adaptado de FAR-PART 23 (2002, p 385).

Fórmula 3 - Fórmula para cálculo de força vertical em uma roda do trem principal

$$F_{VP1} = F_{atuante}$$

Fórmula 4 - Fórmula para cálculo de força horizontal em uma roda do trem principal

$$F_{HP1} = 0,40F_{atuante}$$

Onde:

$F_{atuante}$ = Força atuante [N]

F_{VP1} = Força vertical no trem principal [N]

F_{HP1} = Força horizontal no trem principal [N]

0,40 = Fator para força horizontal [adimensional]

Para cálculo da força atuante ($F_{atuante}$) utiliza-se a Fórmula (5).

Fórmula 5 - Fórmula para cálculo de força atuante

$$F_{atuante} = gP_tF_c$$

Onde:

$F_{atuante}$ = Força atuante [N]

P_t = Carga total aplicada [kg]

F_c = Fator de carga [adimensional]

g = Aceleração da gravidade [m/s²]

A norma FAR-PART 23 (2002), parágrafo 473, diz que:

Nenhum fator de carga de inércia usado em propósitos de projeto deve ser menor que 2,67, nem o fator limite de reação do solo deve ser menor que 2,0 utilizando o limite máximo de peso projetado, a menos que esses valores inferiores não serão ultrapassados quando taxiar em velocidades de até a velocidade de decolagem em terrenos tão agressivo como esperado para serviço (FAR-PART 23, p. 32, grifo nosso).

Quanto ao fator de segurança a ser aplicado em estruturas, a norma FAR-PART 25 (2005), parágrafo 303, estabelece que:

Caso não especificado, o fator de segurança de 1,5 deve ser aplicado no fator de carga prescrito no qual considera-se cargas externas na estrutura. Quando a condição de carga for prescrita em termos de cargas extremas, o fator de segurança não precise ser aplicado. (FAR-PART 25, p. 35, grifo nosso).

Calcula-se as forças na situação de pouso em duas rodas através das Fórmulas 6, sendo a força vertical eixo direito e esquerdo, e 7, força horizontal eixo direito e esquerdo, ambas de pouso com 2 rodas.

Fórmula 6 - Fórmula para cálculo de força vertical em cada roda do trem principal

$$F_{VP2} = \frac{1}{2} F_{atuante}$$

Fórmula 7 - Fórmula para cálculo de força horizontal em cada roda do trem principal

$$F_{HP2} = 0,40F_{VP}$$

Onde:

F_{VP2} = Força vertical no trem principal [N]

$F_{atuante}$ = Força atuante [N]

$\frac{1}{2}$ = Fator de conversão de força em uma roda do trem principal [adimensional]

F_{HP2} = Força horizontal no trem principal [N]

0,40 = Fator para força horizontal [adimensional]

Para o pouso com três rodas a Fórmula 8 reflete Força vertical do eixo direito e esquerdo, a Fórmula 9 a Força horizontal do eixo direito e esquerdo. Fórmulas 10 e 11 referem-se ao trem de pouso frontal.

Fórmula 8 - Fórmula para cálculo de força vertical em cada roda do trem principal para pouso em três rodas

$$F_{VP3} = \frac{0,85F_{atuante}}{2}$$

Fórmula 9 - Fórmula para cálculo de força horizontal em cada roda do trem principal para pouso em três rodas

$$F_{HP3} = 0,40F_{VP}$$

Fórmula 10 - Fórmula para cálculo de força vertical na roda do trem frontal para pouso em três rodas

$$F_{VF} = 0,15F_{atuante}$$

Fórmula 11 - Fórmula para cálculo de força horizontal na roda do trem frontal para pouso em três rodas

$$F_{HF} = 0,40F_{VF}$$

Onde:

$F_{atuante}$ = Força atuante [N]

F_{VP3} = Força vertical no trem principal [N]

F_{HP3} = Força horizontal no trem principal [N]

F_{VF} = Força vertical no trem frontal [N]

F_{HF} = Força horizontal no trem frontal [N]

0,40 = Fator para força horizontal [adimensional]

0,85 e 0,15 = Porcentagem de força aplicada [%]

Para cargas dianteiras no pouso, o parágrafo 499 da norma FAR-PART 23 (2002) impõe o valor de 2,25 na carga estática vertical, e, a partir desta, 40% para a carga horizontal.

Conforme os parágrafos de 473 a 499 e 725 da norma JAR-VLA (2004), considera-se condição normal de pouso quando a velocidade vertical durante o pouso e a altura de queda da aeronave estiverem de acordo com os valores estimados pelas Fórmulas 12 e 13 respectivamente.

Fórmulas 12 - Fórmula para cálculo de velocidade de queda

$$V_V = 0,61 \left(\frac{F_{atuante}}{S} \right)^{0,25}$$

Onde:

V_V = Velocidade vertical de descida [m/s]

$F_{atuante}$ = Força atuante [N]

S = Área alar [m²]

Fórmulas 13 - Fórmula para cálculo de altura de queda

$$h_f = 0,0132 \sqrt{\frac{F_{atuante}}{S}}$$

Onde:

h_f = Altura de queda [m]

$F_{atuante}$ = Força atuante [N]

S = Área alar [m²]

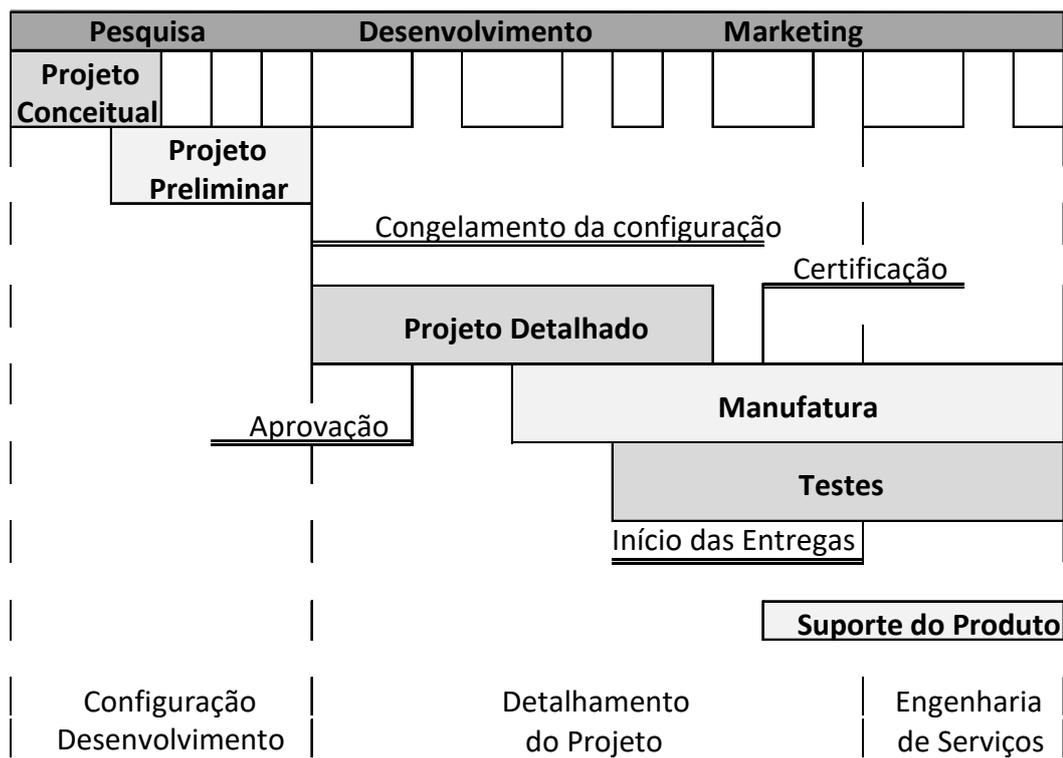
A norma FAR-PART 23 estabelece a mesma condição que a norma JAR-VLA, porém a fórmula está adaptada para o sistema inglês. Por outro lado, a norma FAR-PART 25 impõem um valor máximo fixado em 3,657 metros por segundo.

2.6. PROJETOS AERONÁUTICOS

Conforme Torenbeek (1976), um projeto aeronáutico engloba diversas fases desde seu conceito inicial ao produto final. Inicia-se um projeto com a formulação do conceito do produto ou elemento a ser desenvolvido. Posteriormente, um desenho preliminar é estipulado alinhando os requisitos do item em questão às restrições impostas. A Figura 10 apresenta de forma detalhada, as fases de um projeto.

Após o congelamento das configurações planejadas inicia-se o processo de detalhamento. Ainda durante o detalhamento, itens protótipos devem ser manufaturados e testados. Os testes são necessários para verificar possíveis pontos de melhorias.

Figura 10 - Etapas de um projeto aeronáutico



Fonte: Adaptado de Torenbeek (1976, p 04).

O ponto chave para iniciar do projeto é a definição do problema, (JENKINSON, 2003). Segundo Pahl e Beitz (1996), esta fase do projeto tem como objetivo determinar a proposta de solução a fim de atender os requisitos a realizar

em uma determinada tarefa. Com a aeronave previamente projetada, é necessário analisar as suas características a fim de conhecer os suas restrições.

Para Raymer (1989), é no projeto conceitual que questões de configuração de estimativa de peso, dimensões básicas e desempenho são definidos. No entanto, Romano (2003) diz que o projeto preliminar evolui da concepção para estabelecer o *layout* final, determinando também a viabilidade econômica do projeto.

Nesta etapa, com a configuração já selecionada, o projetista precisa realizar os cálculos matemáticos para determinar alguns parâmetros como *layout* final, dimensão das rodas, distância entre eixos, os componentes do conjunto, lista de itens e especificações técnicas. Para Currey (1988), nesta parte do projeto obtém-se a adequação aos requisitos, a formulação do conceito, o design preliminar e a definição do projeto.

Durante o projeto preliminar todas as áreas são vinculadas umas as outras para verificar os conflitos possíveis entre as partes, então o projeto é reavaliado. Esta etapa pode ser dita concluída quando as maiores mudanças terminarem. Então, a decisão é tomada para congelar a configuração, (RAYMER, 1989).

O projeto detalhado, segundo Jenkinson (2003), tem por início quando toma-se a decisão de que a aeronave será manufaturada. O autor ainda menciona que nesta etapa todos os detalhes dos componentes são transformados em desenhos e plantas.

No capítulo seguinte está descrita a metodologia utilizada no desenvolvimento do trabalho.

3. METODOLOGIA

Utilizou-se a metodologia proposta por Torenbeek (1976) o qual definiu a pesquisa como sendo experimental, para desenvolver o problema da pesquisa.

Em relação ao dimensionamento do conjunto trem de pouso, este trabalho contempla as três primeiras etapas propostas por Torenbeek (1976) sendo: projeto conceitual, preliminar e detalhado. Devido ao trem de pouso não ser manufaturado, a etapa do projeto detalhado foi realizada até o ponto de interação com o projeto de manufatura.

3.1. MÉTODOS E TÉCNICAS

Para atingir o objetivo geral proposto, ou seja, realizar o dimensionamento do conjunto trem de pouso e desenvolver uma metodologia que possa ser seguida nos anos subsequentes, adaptou-se os procedimentos de definições e cálculos sugeridos pelos autores Currey (1988), Conway (1958), Pazmany (1963), Raymer (1985) e Roskam (1986), e decompondo-os em tópicos chave, que necessitam ser esclarecidos e/ou calculados até o final do projeto.

Esses tópicos foram organizados da seguinte forma:

1. Identificar e listar os requisitos e limitações de design;
2. Selecionar a configuração do conjunto trem de pouso;
3. Selecionar se o trem será fixo, retrátil ou parcialmente retrátil.
4. Determinar a distância entre o trem principal e o centro *cg*;
5. Checar requisitos do ângulo *overturning*;
6. Determinar o *track* do trem principal no eixo lateral;
7. Verificar forças atuantes;
8. Dimensionar rodas do trem principal e frontal;
9. Investigar condições de pouso;
10. Dimensionar eixos;
11. Dimensionar estrutura do trem principal;
12. Estimar condição de ensaio estrutural para trem principal;
13. Dimensionar estrutura do trem frontal;
14. Verificar requisitos de dirigibilidade;
15. Avaliar *layout* final.

3.2 MATERIAIS E EQUIPAMENTOS

Para executar o presente trabalho, contou-se com o software Mathcad para realizar os cálculos das fórmulas citadas, mantendo o mesmo como prancheta de cálculo para os anos subsequentes. Com o Software de desenhos 3D SolidWorks foi possível realizar o esboço, o modelamento e as simulações do conjunto enquanto o software de Planilha Eletrônica Excel foi usado para organizar dados e gerar quadros.

3.3 DESCRIÇÃO DA AMOSTRA

Especificamente, este dimensionamento de um conjunto trem de pouso foi desenvolvido para uma aeronave de transporte de carga, tracionado por motor individual de hélice, com estrutural de madeira balsa e compósitos, assegurando conformidade com o regulamento da competição.

3.4 COLETA DE DADOS

A coleta de dados para cumprir os objetivos específicos foi realizada uma pesquisa bibliográfica em livros, revistas, sites da internet, e normas de aviação comercial JAR-VLA, FAR-PART 23 e 25, assim como em trabalhos já desenvolvidos sobre o tema e disponíveis ao público em geral.

3.5 ANÁLISE DOS DADOS

Para a Análise dos dados foi utilizado, as análises quantitativa e descritiva, pois descreveu-se os resultados dos cálculos efetuados com o auxílio do Excel e do software Mathcad para o desenvolvimento do conjunto trem de pouso.

4 APRESENTAÇÃO E ANÁLISE DOS RESULTADOS

Neste capítulo estão descritos os resultados obtidos durante o desenvolvimento do trabalho, detalhando as etapas do projeto e suas subdivisões.

4.1 PROJETO CONCEITUAL

Esta etapa apresenta as definições iniciais, elaboradas para atender as necessidades do projeto.

4.1.1 Avaliação das características da aeronave

A aeronave possui um motor modelo O.S. 055 com hélice de 13" x 4 a 42 milímetros do solo. Foram coletadas as informações de geometria, através das plantas da aeronave, dispostas no apêndice A.

Como a aeronave 2016 foi projetada com asa baixa, sendo esta a única superfície sustentadora da aeronave, e 86 milímetros de distância do solo, a altura do trem de pouso foi significativamente reduzida em relação aos trens de pouso dos projetos realizados pela equipe nos anos anteriores.

Agrupou-se as características geométricas e funcionais, necessárias para os cálculos em uma planilha do Excel, descritas no Quadro 2.

Quadro 2 - Características da aeronave

$P_P = 8,1 \text{ Kg}$	$C_R = 0,450 \text{ m}$	$h_{cg} = 0,170 \text{ m}$	$S = 0,718 \text{ m}^2$	$\Lambda = 34^\circ$
$P_A = 2,5 \text{ Kg}$	$C_T = 0,200 \text{ m}$	$l_{cg} = 0,370 \text{ m}$	$\Gamma = 2^\circ$	$b_{env} = 1,8 \text{ m}$

Fonte: Desenvolvido pelo autor (2016).

Onde,

S = Área alar [m^2]

P_P = Carga útil máxima [kg]

P_A = Carga útil máxima [kg]

C_R = Corda raiz [m]

C_T = Corda topo [m]

h_{cg} = Distância do cg em relação ao solo [m]

b_{env} = Envergadura [m]

l_{cg} = Distância da origem ao cg [m]

Γ = Ângulo de diedro [°]

Δ = Ângulo da ponta da asa e cg mais suscetível a toque no solo [°]

4.1.2 Configuração do trem de pouso

A equipe MasBáh AeroDesign tem empregado a configuração triciclo fixo desde sua primeira aeronave. Esta configuração manteve-se para o projeto 2016 que, conforme item 2.2, tem como vantagem a facilidade de pouso.

A estrutura do conjunto foi definida em estrutura sólida-flexível, de geometria trapezoidal, sem utilização de absorvedores de impacto com molas ou óleo-pneumático. A quantidade de rodas foi definida em três, com uma em cada eixo do conjunto e a fixação do conjunto será na parte inferior da fuselagem. Considera-se que a aeronave irá decolar, taxiar e pousar somente em solo pavimentado.

4.2 PROJETO PRELIMINAR

Com as características da aeronave fornecidas pela equipe, os requisitos determinantes identificados e o projeto conceitual finalizado, pôde-se desenvolver as dimensões básicas do conjunto trem de pouso.

4.2.1 Layout inicial

O layout inicial definiu a posição do trem de pouso estendido, comprimido e em sua posição estática, posições no qual são provenientes das componentes longitudinal e lateral dos limites do cg .

A primeira etapa do dimensionamento envolveu a imposição dos limites de cg na aeronave. Para definir estes limites, foram consideradas duas situações:

1. Peso da aeronave sem carga e com tanque de combustível cheio;
2. Peso da aeronave com carga máxima e sem combustível no tanque.

A distância entre estes pontos determinou o envelope de cg que resultou de 10 milímetros (P_{cg}).

Sendo assim, utilizando-se a vista lateral da aeronave, calculou-se a posição do trem principal em relação ao cg (B). O ponto de contato da roda no solo foi dimensionado em 15° em relação ao ponto do cg posterior, conforme item 2.4. O resultado obtido para B foi de 44 milímetros de distancia no eixo horizontal.

Limitou-se a carga no trem frontal em 20% da carga total a partir do limite de cg frontal devido à restrição do espaço. Baseando-se no cálculo de somatório de momento, a Fórmula 14 foi elaborada pelo autor.

Fórmula 14 - Fórmula para cálculo de pontos de apoio

$$\sum M_0 = -A + 0,80(A + B + P_{cg}) = 0$$

Onde:

A = Distância entre o cg da aeronave e o trem de pouso frontal [mm]

B = Distância cg da aeronave e o trem de pouso principal [mm]

D = Distância total entre eixos [mm]

P_{cg} = Distância entre o cg frontal e posterior [mm]

0,80 = Porcentagem de carga total aplicada no trem principal [%]

Ao substituir os valores conhecidos na Fórmula (16), tem-se:

$$-A + 0,80(A + 44 + 10) = 0$$

$$A = 216 \text{ mm}$$

Obteve-se então, a distância de 216 milímetros do ponto de roda-solo ao cg . Fez-se então o somatório das distâncias A (44 mm), B (216 mm) e P_{cg} (10 mm) para encontrar a distância total entre pontos de apoio da aeronave (D) que resultou em 270 milímetros.

4.2.2 Ângulo rake

Utilizou-se a Fórmula 1 para executar o cálculo do ângulo *rake* conforme demonstrado a seguir.

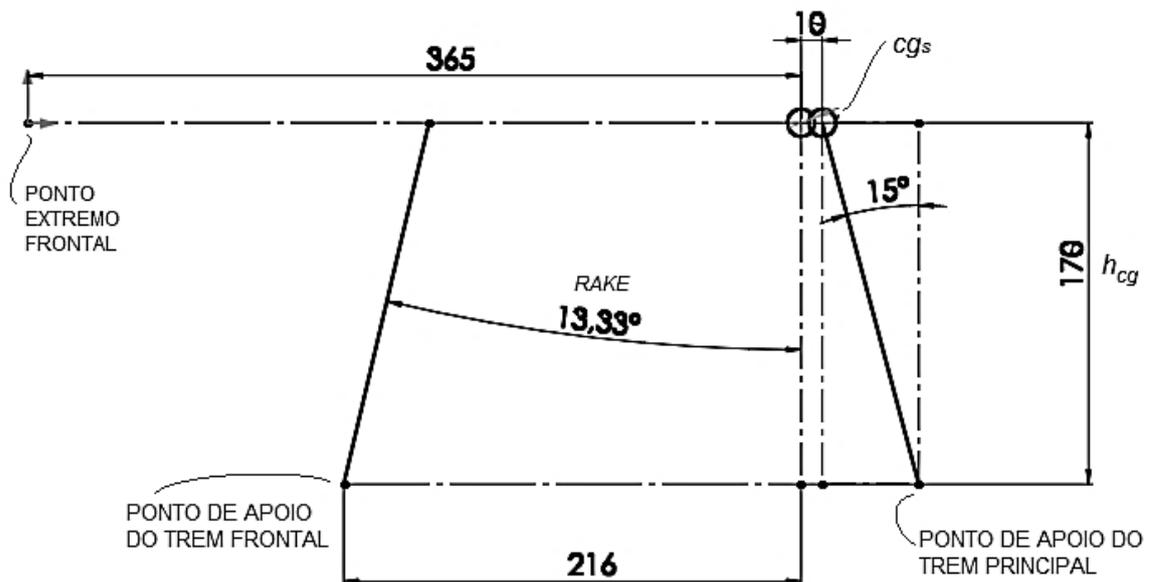
$$\tan(\theta_f) = \frac{0,171 * 2,5}{2,5 - \frac{2}{3}}$$

$$\theta_f = 13,33^\circ$$

O valor encontrado está entre limites propostos por Stinton (1983), 5 a 15°.

Alinhando os resultados obtidos nos itens 4.2.1 e 4.2.2, desenvolveu-se o esquema da Figura 11, que ilustra a vista lateral com os pontos de apoio do trem frontal e do principal.

Figura 11 - Esquema de posicionamento em vista lateral



Fonte: Desenvolvido pelo autor (2016).

Para encontrar a carga máxima (P_{max}) do trem principal, e mínima no frontal, a mesma relação de somatório de momento foi aplicada, onde relacionou-se sua posição definida, com o *cg* posterior.

$$-A + P_{max}(A + B + P_{cg}) = 0$$

$$-216 + P_{max}(216 + 44 + 0) = 0$$

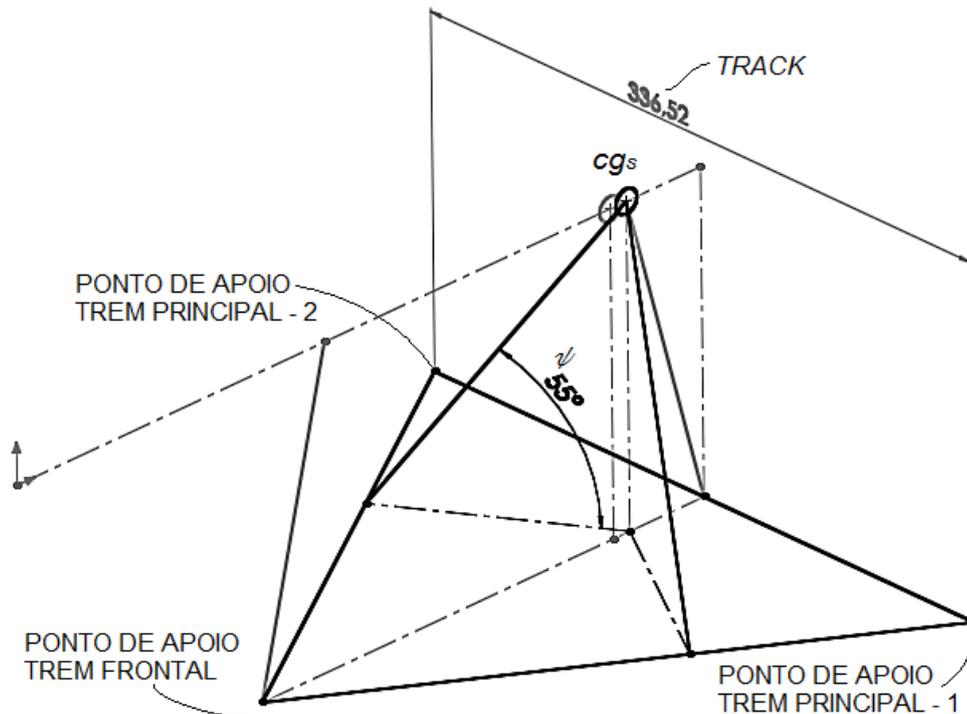
$$P_{max} = 83,07\%$$

Ao descontar o P_{max} da carga total (100%), obtêm-se 16,93% como a carga mínima no trem frontal.

4.2.3 Dimensionamento do *track*

Definiu-se o ângulo de *overturning* em 55° , conforme item 2.4.1. Sobrepondo a nova dimensão no esquema apresentado na Figura 11, o resultado obtido para o *track* foi de 336,5 milímetros, podendo ser visualizado na Figura 12.

Figura 12 - Esquema 3D de posicionamento



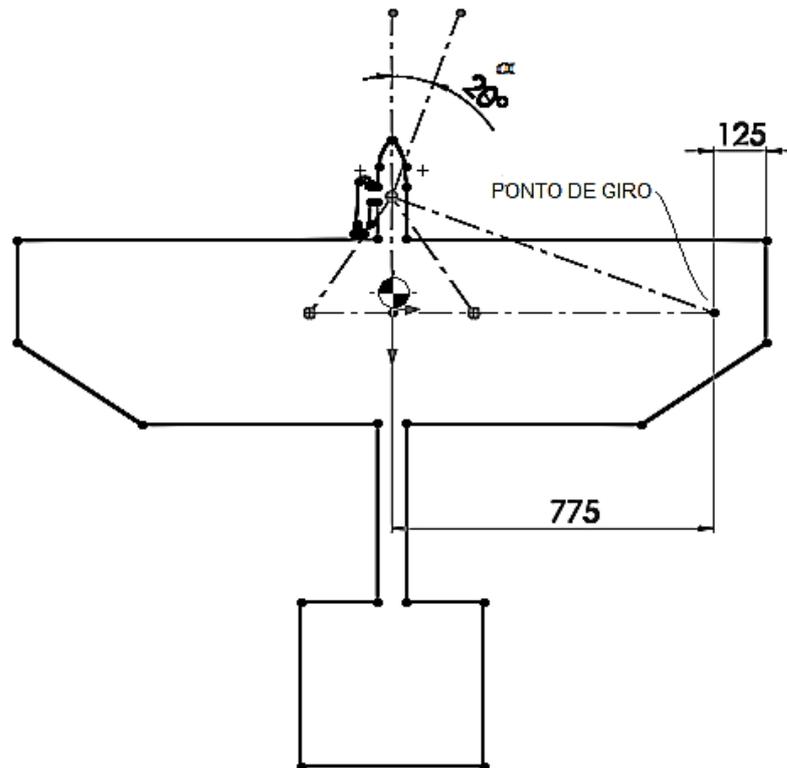
Fonte: Desenvolvido pelo autor (2016).

4.2.4 Dirigibilidade

Adicionou-se o esquema 3D de posicionamento no modelo da aeronave fornecido pela equipe conforme ilustrado na Figura 13. Nesta, também é possível visualizar o esquema do ponto de giro por meio da vista inferior da aeronave.

O ponto de giro foi definido em 86% (775 mm) do *cg* em relação a ponta da asa, que, de acordo com item 2.4.5, está conforme sugerido por Pazmany (1963). Dessa forma, o ângulo necessário para dirigibilidade foi definido em 20°.

Figura 13 - Pontos de apoio, em vista inferior da aeronave



Fonte: Desenvolvido pelo Autor (2016).

4.2.5 Forças atuantes

Para calcular as forças atuantes, definiu-se a carga total da aeronave através da Fórmula 15.

Fórmula 15 - Fórmula para cálculo de carga total

$$P_t = \sum P = P_A + P_P$$

Onde:

P_P = Carga paga máxima que a aeronave será capaz de transportar [kg]

P_A = Peso máximo da aeronave [kg]

O cálculo da variável P_p é realiza pelas áreas de aerodinâmica e de desempenho da equipe. O valor fornecido para a carga a máxima a ser transportada, ou seja, a carga paga, foi 8,1 kg. Sendo P_A considerado de 2,5 kg, pôde-se encontrar a carga máxima de projeto (P_t).

$$P_t = 2,5 + 8,1$$

$$P_t = 10,6 \text{ kg}$$

Para calcular a força total atuante no conjunto de trem de pouso aplicou-se a Fórmula (5) utilizando, F_c igual 2,5 conforme item 2.5.

$$F_{atuante} = 9,8066 * 10,6 * 2,5$$

$$F_{atuante} = 259,9650 \text{ N}$$

Desenvolvendo o equacionamento chegou-se ao valor de força total atuante de 259,9650 N. Fixado o valor de força total atuante tornou-se possível calcular o esforço que cada eixo o trem de pouso, irá sofrer considerando as três situações de pouso mencionadas no item 2.5. Os resultados obtidos pelas Fórmulas (3) a (11) estão disponíveis de forma organizada no Quadro 3.

Quadro 3 - Forças atuantes nos eixos do conjunto de trem de pouso

Situação de Pouso	Roda Esquerda		Roda Direita		Trem Frontal	
	Força Vertical (N)	Força Horizontal (N)	Força Vertical (N)	Força Horizontal (N)	Força Vertical (N)	Força Horizontal (N)
Uma Roda	259,9650	103,9860				
Duas Rodas	129,9825	51,9930	129,9825	51,9930		
Três Rodas	110,4851	44,1941	110,4851	44,1941	38,9948	15,5979

Fonte: Desenvolvido pelo autor (2016).

4.2.6 Dimensionamento das rodas

O diâmetro das rodas foi dimensionado conforme cálculos descritos no Quadro 1. Multiplicou-se a carga total pelo fator de carga previamente definido em 2,5. Os dados utilizados são para uma aeronave de transporte de carga.

$$W_d = A(P_t n)^B$$

$$W_d = 1,63 * 0,45 * 26,5^{0,315}$$

$$W_d = 2,059 \text{ in}$$

O valor obtido em polegadas foi transformando para milímetros (52,3).

O Quadro 1 também informa dados para estimar a largura da roda.

$$W_d = A(P_t n)^B$$

$$W_w = 1,1043 * 0,45 * 26,5^{0,467}$$

$$W_w = 0,217 \text{ in}$$

Transformando-se o valor obtido para milímetros, tem-se 5,5. Optou-se por utilizar a configuração da roda do trem frontal, sendo 100% conforme as rodas do trem principal.

4.2.7 Estimativa de peso

Fez-se uma análise do peso dos trens de pouso das aeronaves projetadas pela equipe MasBáh AeroDesign em anos anteriores e foi contatado que o conjunto acumula, em média, 15% do peso das aeronaves consideradas. Para aeronaves de AeroDesign é extremamente difícil projetar o conjunto considerando apenas 5,5% do peso como sugerido no item 2.4.4. A estimativa de peso foi calculada através da Fórmula 2, utilizando a proporção encontrada na análise.

$$P_{est} = 2,5 * \frac{15}{100}$$

$$P_{est} = 0,375 \text{ kg}$$

Encontrou-se como peso estimado para o conjunto 0,375 kg.

A mesma fórmula foi utilizada para estimar o peso do trem principal, utilizando a porcentagem aconselhada por Pazmany (1963), exposta no item 2.4.4.

$$P_{est} = 0,375 * \frac{70}{100}$$

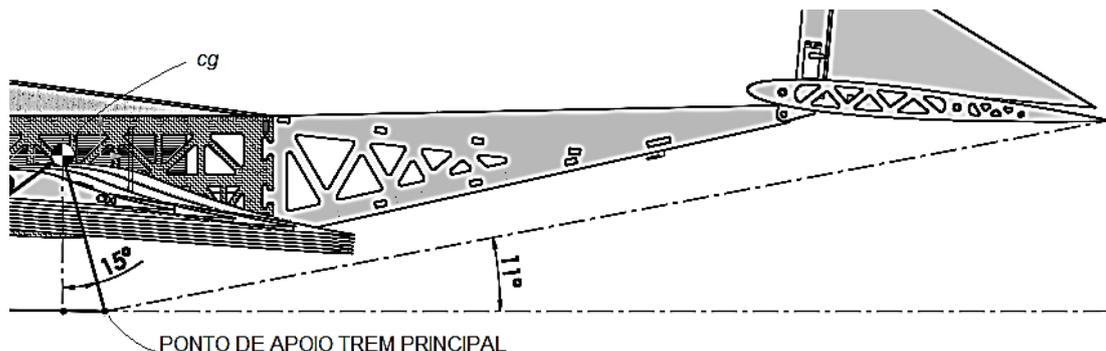
$$P_{est} = 0,263 \text{ kg}$$

Assim obteve-se 0,263 kg para o trem principal. Dessa forma, verificou-se a diferença com o peso estimado do conjunto, resultando 0,112 kg para o trem frontal.

4.2.8 Condições de pouso

A primeira condição a ser analisada foi a de decolagem/pouso em vista lateral da aeronave. Traçou-se uma reta partindo da extremidade do profundor da aeronave ligando ao ponto de apoio da roda do trem principal na posição estacionada, assim obteve-se o ângulo máximo de 11° no qual é possível ser visualizada na Figura 14.

Figura 14 - Folga de inclinação para decolagem/pouso

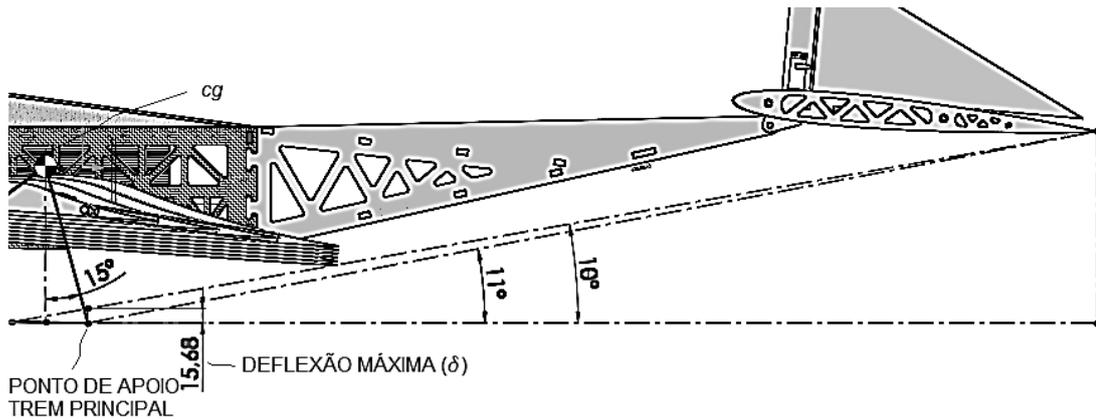


Fonte: Desenvolvido pelo Autor (2016).

De acordo com os dados de desempenho fornecidos pela equipe, a aeronave necessita de 13° de ângulo de ataque na asa para ser possível a decolagem. Como a aeronave havia sido projetada com um ângulo de ataque fixo de 6° na asa, ao subtrair do ângulo necessário tem-se ainda 3° de tolerância.

Uma nova linha foi traçada coincidindo na extremidade da asa mais próxima do solo, obtendo o ângulo mínimo de 10° . Este novo ângulo permite estimar a deflexão máxima do trem de pouso principal, onde, reavaliado na posição de apoio do trem principal, obtém-se 15,68 milímetros. Esta avaliação está demonstrada na Figura 15.

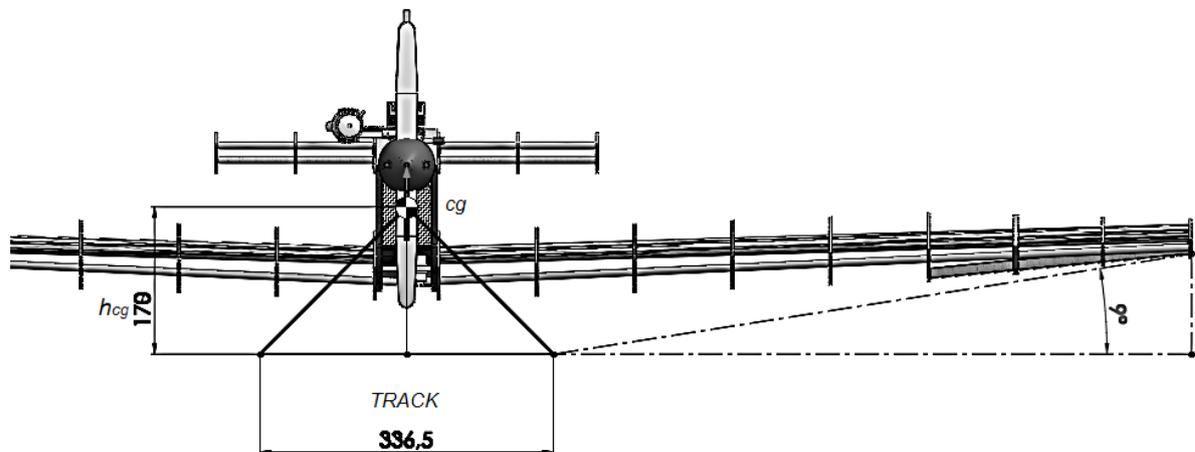
Figura 15 - Deflexão máxima no pouso



Fonte: Desenvolvido pelo Autor (2016).

A avaliação do mesmo modo utilizando a vista frontal da aeronave em condição estática. Conectou-se a extremidade da asa ao ponto de apoio do trem principal por uma linha trastejada. A folga obtida foi de 9° conforme Figura 16.

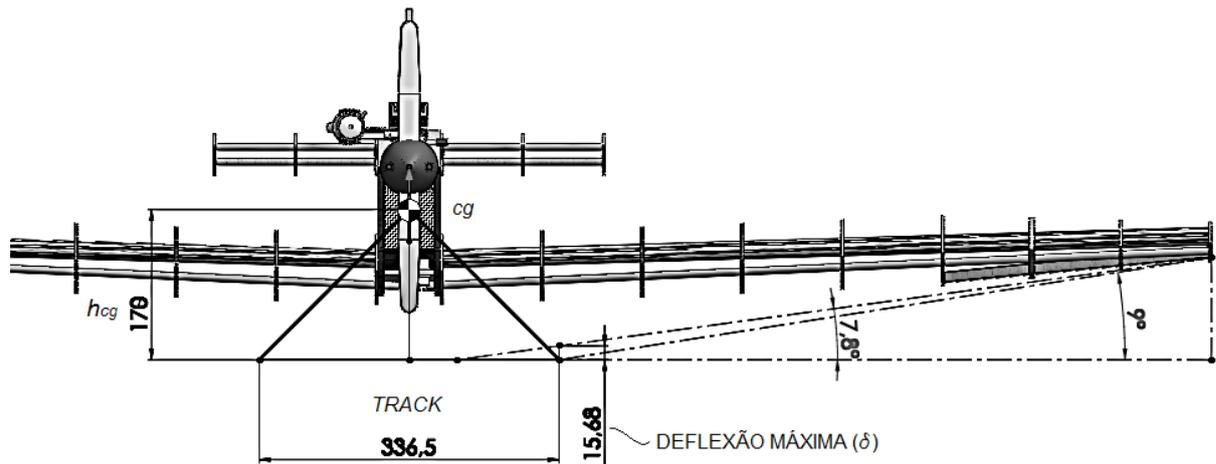
Figura 16 - Folga de inclinação lateral



Fonte: Desenvolvido pelo Autor (2016).

Verificou-se ainda a folga disponível quando o trem principal estiver na posição de deflexão máxima. Outra linha foi traçada coincidindo no ponto 15,68 mm diretamente acima do ponto de apoio do trem principal no qual resultou em um ângulo de $7,8^\circ$, ilustrada na Figura 17.

Figura 17 - Folga lateral com deflexão máxima



Fonte: Desenvolvido pelo Autor (2016).

4.3 PROJETO DETALHADO

O projeto detalhado, segundo Pauliny (2014), trata do detalhamento dimensional e análise estrutural dos elementos do conjunto. Neste, define-se o design e o material de cada elemento.

4.3.1 Trem de pouso principal

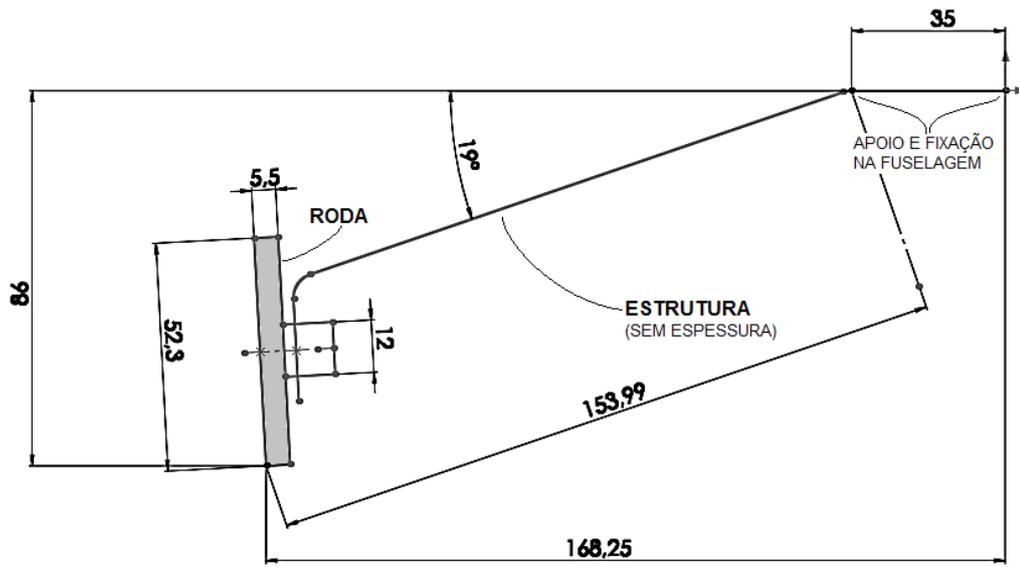
Para o trem de pouso principal definiu-se o design dos elementos, dimensionou-se a estrutura principal e o eixo da roda estudando dois tipos de materiais e estimou os parâmetros para ensaio.

4.3.1.1 Dimensionamento da estrutura do trem principal

Com as geometrias definidas foi possível esboçar o trem principal utilizando o software de desenho 3D SolidWorks. Neste, foi disposta a distância vertical do solo

ao ponto de fixação na fuselagem, o espaço de conexão trem-fuselagem, a distância horizontal do ponto de apoio ao centro da aeronave, as dimensões da roda, e por fim o esboço da estrutura sólida-flexível conectando a extremidade de apoio da fuselagem ao centro da roda. Este esboço pode ser visualizado na Figura 18.

Figura 18 - Esboço de meia estrutura do trem principal



Fonte: Desenvolvido pelo autor, 2016.

Definiu-se que as rodas serão de UHMW PE e a trava destas no eixo serão anéis trava comerciais. Para dimensionamento da estrutura, considera-se que a estrutura será na colada com resina epóxi na superfície da fuselagem e posteriormente, será acrescentado quatro parafusos. Sendo assim, considera-se para cálculo como união soldada.

Como ponto de partida, utilizou-se a deflexão no trem de pouso principal (δ), encontrada no item 4.2.8, e a Fórmula 16, no qual trata-se da Fórmula de deflexão em estruturas engastadas em uma extremidade, proposta por Beer et al. (2012) disposta no anexo 1.

Fórmula 16 - Fórmula de deflexão em estruturas engastadas em uma extremidade

$$\delta = \frac{Fl^3}{3EI}$$

Onde:

δ = Deflexão [m]

F = Força aplicada [N]

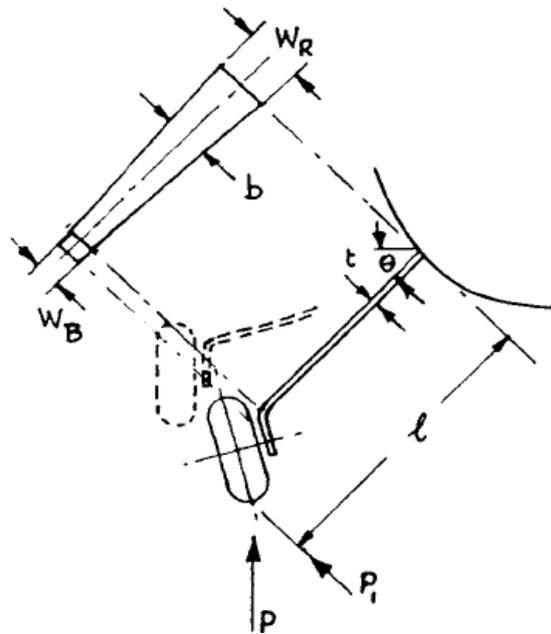
l = Comprimento da haste (braço) [m]

E = Módulo de elasticidade do material [m³]

I = Momento de inércia [m⁴]

Adaptou-se a Fórmula 16 para as condições da estrutura em questão, conforme o esquema proposto por Currey (1988) demonstrado na Figura 19. Dessa forma encontrou-se a nova Fórmula 17.

Figura 19 - Características da estrutura sólida-flexível



Fonte: Currey (1988, p. 86).

Fórmula 17 - Fórmula para cálculo de deflexão na estrutura do trem de pouso principal

$$\delta = P_t F_c g(\cos \theta) \frac{4 (l \cos \theta)^3}{E b t^3}$$

Onde:

δ = Deflexão [mm]

P_t = Carga aplicada [kg]

F_c = Fator de carga [adimensional]

g = Aceleração da gravidade [m/s²]

θ = Ângulo da estrutura [°]

l = Comprimento da haste (braço) [mm]

E = Módulo de elasticidade do material [mm³]

b = Largura para cálculo [mm]

t = Espessura da chapa [mm]

As dimensões de W_R e W_B foram definidos em 55 e 25 milímetros respectivamente para encontrar a largura efetiva (b) através da Fórmula 18 proposta por Currey (1988), página 26.

Fórmula 18 - Fórmula para cálculo de largura efetiva

$$b = \frac{2}{3} \left| W_R + W_B - \frac{W_R W_B}{W_R + W_B} \right|$$

Onde,

b = Largura efetiva [mm]

W_R = Largura maior [mm]

W_B = Largura menor [mm]

Substituindo os valores na Fórmula (18) tem-se:

$$b = \frac{2}{3} \left| 55 + 25 - \frac{55 * 25}{55 + 25} \right|$$

$$b = 41,875 \text{ mm}$$

Os materiais escolhidos para avaliação foram Nylon 6/6 e alumínio 6061 por se tratar de materiais de baixa densidade e geralmente empregados por equipes de Aerodesign. Os materiais possuem como módulo de elasticidade (E) 2,8 GPa e 70 GPa respectivamente conforme os anexos 2 e 3.

Como segurança, limitou-se a deflexão máxima em 10 milímetros, assim ganhando 5,68 milímetros de folga. Assim é possível substituir os valores na Fórmula 17 e estimar a espessura mínima da estrutura. Tem-se então:

- Para o Nylon:

$$0,01 = 10,6 * 2,5 * 9,807 * (\cos 19^\circ) * \frac{4 * (0,15399 (\cos 19^\circ))^3}{2,8 * 10^6 * 0,041875 * t^3}$$

$$t = 13,8 \text{ mm}$$

- Para o alumínio:

$$0,01 = 10,6 * 2,5 * 9,807 * (\cos 19^\circ) * \frac{4 * (0,15399 (\cos 19^\circ))^3}{70 * 10^9 * 0,041875 * t^3}$$

$$t = 4,7 \text{ mm}$$

Optou-se então por utilizar a estrutura de alumínio devido sua espessura gerar menos arrasto para aeronave durante cruzeiro. A espessura comercial mais próxima encontrada para o alumínio 6061 foi de 6,35 milímetros conforme Anexo 4. Considera-se um processo de fresagem para adquirir a espessura calculada; processo de estampagem para os ângulos de inclinação da estrutura e engate para o eixo com ângulo de yaw definido em 5°, de acordo com a item 2.4.6.

4.3.1.2 Dimensionamento do eixo.

O dimensionamento do diâmetro do eixo foi realizado pela Fórmula 19 proposta por Beer (2012), página 12, para cisalhamento conforme o momento atuante.

Fórmula 19 - Fórmula para cálculo de cisalhamento conforme o momento atuante

$$\tau = \frac{S_g M c}{I}$$

Onde:

τ = Tensão de cisalhamento do material [Pa]

S_g = Fator de segurança [adimensional]

M = Momento atuante [Nm]

c = Distância do centro à extremidade [m]

I = Momento de inércia do perfil [m^4]

Dois materiais foram selecionados para realizar a escolha do mais adequado para desempenhar a função do eixo. Os materiais escolhidos foram o Alumínio 6061 e Nylon 6/6. O anexo 2 apresenta os valores de tensão de cisalhamento dos materiais de 140 MPa e 40 MPa respectivamente. Para facilitar a rolagem da roda enquanto a aeronave estiver taxiando, definiu-se que o eixo será tubular com um diâmetro externo de 12 milímetros. Utiliza-se um fator de segurança (S_g) de 10,0.

A Fórmula 19 foi adaptada para obter o valor do diâmetro máximo interno. Portanto, obteve-se:

- Para o Alumínio 6061:

$$140 * 10^6 = \frac{10,0 * 259,965 * 0,0085 * 0,006}{\frac{\pi * [(12 * 10^{-3})^4 - d_{int}^4]}{64}}$$

$$d_{int} = 6,1 \text{ mm}$$

- Para o Nylon 6/6:

$$45 * 10^6 = \frac{3,1 * 259,965 * 0,0085 * 0,006}{\frac{\pi * [(12 * 10^{-3})^2 - d_{int}^2]}{64}}$$

$$d_{int} = 0,001 \text{ mm}$$

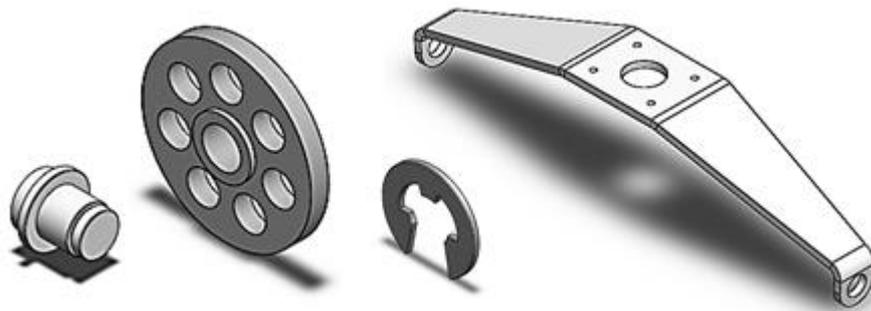
O diâmetro interno máximo para o eixo de Alumínio é de 6,1 milímetros. Subtraindo este valor do diâmetro externo tem-se 2,95 milímetros de espessura mínima utilizando S_g igual a 10. Ao substituir o mesmo S_g para o Nylon, percebe-se que não é possível realizar o cálculo. Para manter o diâmetro externo em 12 milímetros, obtém-se a o coeficiente de segurança máximo 3,1 quando aplicado um diâmetro interno máximo de 0,001 milímetros, ou seja, praticamente maciço.

Assim como para a estrutura, o eixo também foi selecionado o material alumínio, dessa forma estas peças podem ser unidas por processo de soldagem.

4.3.1.3 Modelamento do trem de pouso principal

Para o trem principal, utilizaram-se as seguintes peças: uma estrutura, duas rodas, dois eixos e dois anéis de trava. Estas podem ser visualizadas na Figura 20. O detalhamento de cada item está disposto nos apêndices B, C, D e E.

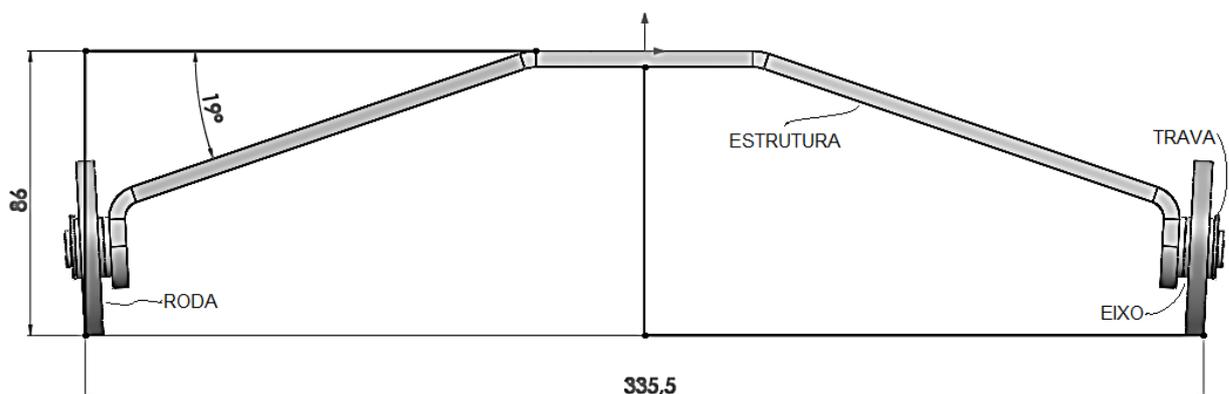
Figura 20 - Elementos do Trem de Pouso Principal



Fonte: Desenvolvido pelo Autor (2016).

Conforme o software SolidWorks, massa o trem de pouso principal é de 217,90 gramas, menor que peso estimado. Na Figura 21 é possível visualizar que o design do trem de pouso principal está dentro das cotas definidas nos cálculos. O detalhamento do mesmo pode ser visualizado no apêndice F.

Figura 21 - Design do trem de pouso principal



Fonte: Desenvolvido pelo Autor (2016).

4.3.1.4 Parâmetros para ensaio estrutural

Utilizando as Fórmulas 12 e 13 calculou-se a velocidade e a altura de queda definidas como aceitáveis para projeto, conforme item 2.5. Substituindo os valores nas fórmulas tem-se:

- Velocidade de queda:

$$V_V = 0,61 \left(\frac{259,965}{0,718} \right)^{0,25}$$

$$V_V = 2,66 \text{ m/s}$$

- Altura de queda:

$$h_f = 0,0132 \sqrt{\frac{259,965}{0,718}}$$

$$h_f = 0,26 \text{ m}$$

4.3.2 Trem de pouso frontal

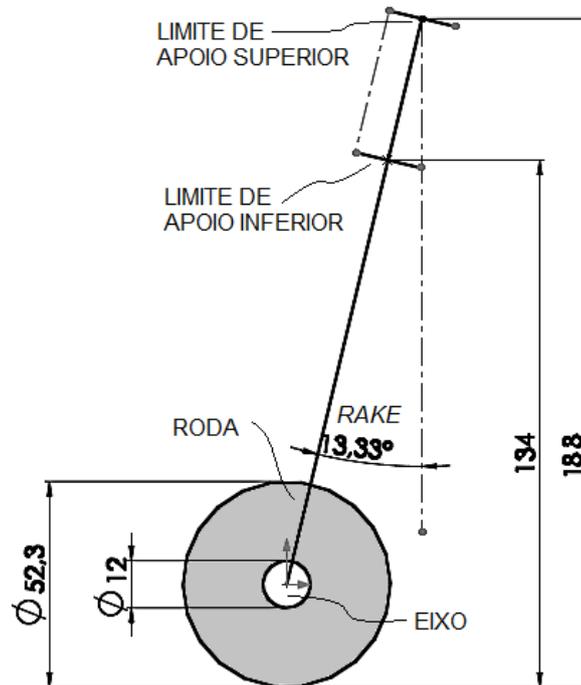
Neste item definiu-se o design de cada elemento e dimensionou-se a estrutura principal estudando dois tipos de materiais.

4.3.2.1 Dimensionamento da estrutura

Da mesma forma que o trem principal, através as limitações conhecidas um esboço do trem frontal foi realizado. A Figura 22 expõe a ideia inicial com as considerações levantadas para delimitar suas dimensões.

Definiu-se que os guias, inferior e superior, serão de material Nylon 6/6, o mancal de fixação da roda será de Nylon 6/6, o eixo será de mesmo diâmetro e material do eixo do trem principal no qual também será travado por um anel trava e a estrutura do trem frontal será rígida tubular de diâmetro externo 12 milímetros.

Figura 22 - Esboço do trem frontal



Fonte: Desenvolvido pelo autor (2016).

As Fórmulas 10 e 19 foram associadas para a nova condição a fim de encontrar a nova espessura mínima do tubo, resultando na Fórmula 20. Utilizou-se como fator de segurança o valor 3,0.

Fórmula 20 - Fórmula para cálculo de cisalhamento conforme o momento atuante na estrutura do trem frontal

$$\tau = \frac{2,25 S_g F_{VF} (\cos \theta_f) lc}{\frac{\pi(d_e^4 - d_i^4)}{64}}$$

Onde:

τ = Tensão de cisalhamento do material [Pa]

S_g = Fator de segurança [adimensional]

F_{VF} = Força vertical no trem frontal [N]

θ_f = Ângulo *rake* [°]

l = Distância do ponto de fixação [m]

c = Distância do centro ao ponto de maior esforço [m]

d_e = Diâmetro externo [m]

d_i = Diâmetro interno [m]

2,25 = Relação da componente vertical [adimensional]

- Para o Alumínio:

$$140 * 10^6 = \frac{2,25 * 3 * 38,9948 * (\cos 13,33^\circ) * 0,065 * 0,006}{\frac{\pi * (0,012^4 - d_i^4)}{64}}$$

$$d_i = 9,987 \text{ mm}$$

- Para o Nylon:

$$45 * 10^6 = \frac{2,25 * 1,65 * 38,9948 * (\cos 13,33^\circ) * 0,065 * 0,006}{\frac{\pi * (0,012^4 - d_i^4)}{64}}$$

$$d_i = 0,001 \text{ mm}$$

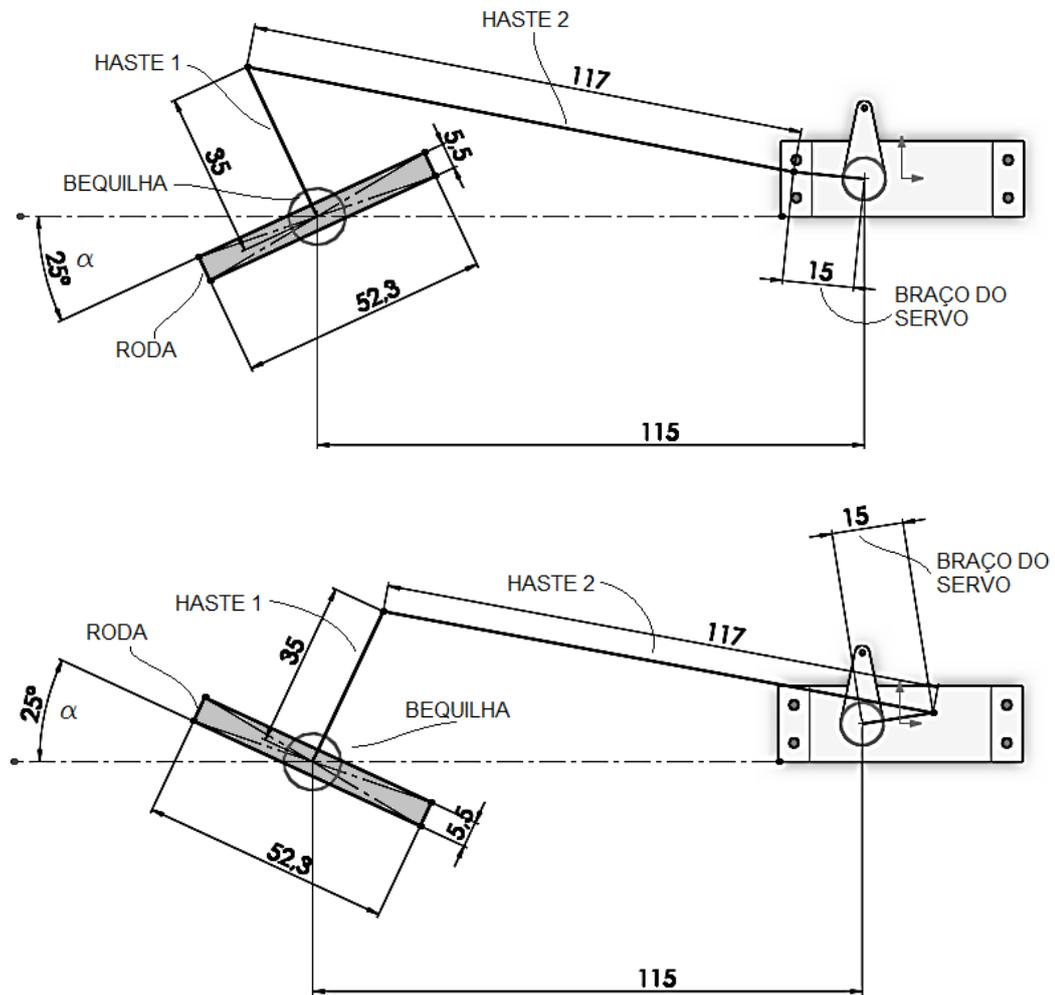
Para o alumínio a espessura necessária para o tubo é de 1,006 milímetros com um fator de segurança 3,0. Entretanto, o maior fator de segurança possível encontrado foi de 1,65 para o Nylon, no qual resultou em uma barra maciça. Logo, foi decidido que a estrutura será de alumínio. A bequilha será de Nylon, o qual passará pelo interior da estrutura de alumínio ligando uma extremidade à outra.

4.3.2.2 Dimensionamento da haste de dirigibilidade

Conforme estimado no item 4.2.4, a bequilha deve ter movimentação livre de pelo menos 20 graus para cada lado. Considerando que a distância entre os centros de giro da bequilha e do servo é de 115 milímetros, a haste padrão do servo é de 15 milímetros e acrescentando uma folga de 5 graus para cada lado.

A Figura 23 apresenta o esquema de dirigibilidade em vista superior. A parte superior representa a roda totalmente direcionada à esquerda, e a parte inferior representa a roda totalmente para direcionada à direita.

Figura 23 - Esquema de roda direcionada à esquerda e direita



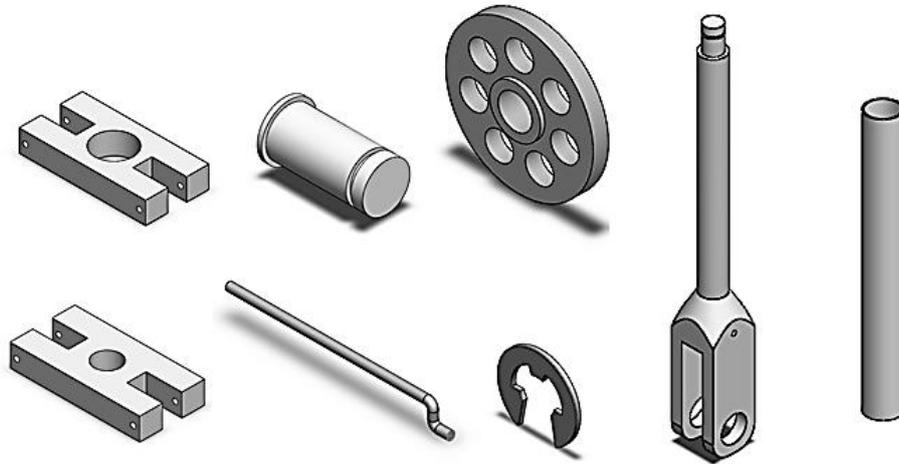
Fonte: Desenvolvido pelo Autor (2016).

A figura expõe que uma haste de 35 milímetros do centro da bequilha conectada em uma segunda haste de 117 milímetros é possível realizar o movimento para ambos os lados perfeitamente.

4.3.2.3 Modelamento

As peças necessárias foram: uma estrutura tubular, um mancal, uma roda, um eixo, dois anéis de trava, dois guias de rotação e uma haste de dirigibilidade. A Figura 24 apresenta o modelo 3D das peças em questão e seus detalhamentos estão dispostos nos apêndices B, E, G, H, I, J, K, L, M e N.

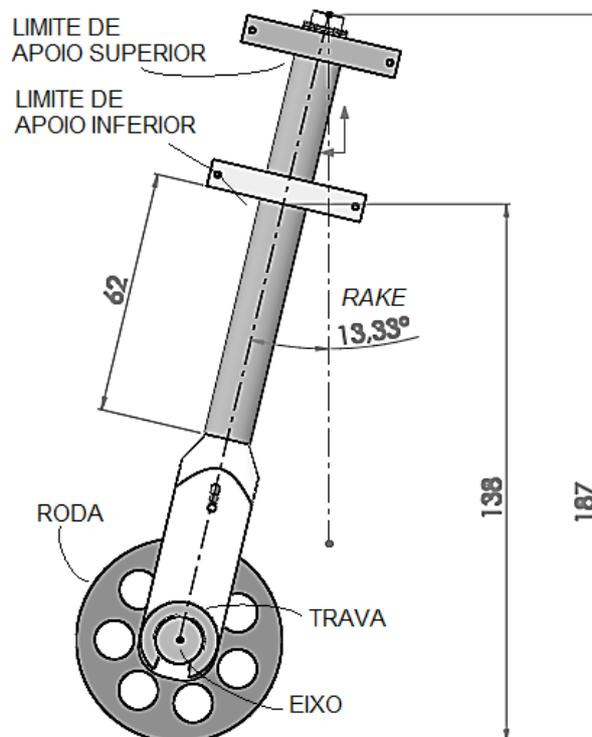
Figura 24 - Elementos do Trem de Pouso Frontal



Fonte: Desenvolvido pelo Autor, 2016.

A massa o trem de pouso principal é de 67,9 gramas, software SolidWorks, dentro do peso estimado. Na Figura 25 é possível visualizar que o design do trem de pouso principal está dentro das cotas definidas nos cálculos.

Figura 25 - Design do trem de pouso frontal



Fonte: Desenvolvido pelo Autor (2016).

4.3.3 Layout final conjunto trem de pouso

Considera-se que o servo de direcionamento e a haste 2 do trem frontal, assim como os parafusos e resina de fixação do trem principal, fazem parte da fuselagem da aeronave. Dessa forma, o conjunto apresentou a massa total de 285,80 gramas. No Quadro 4 é possível comparar o peso estimado e o peso real do conjunto.

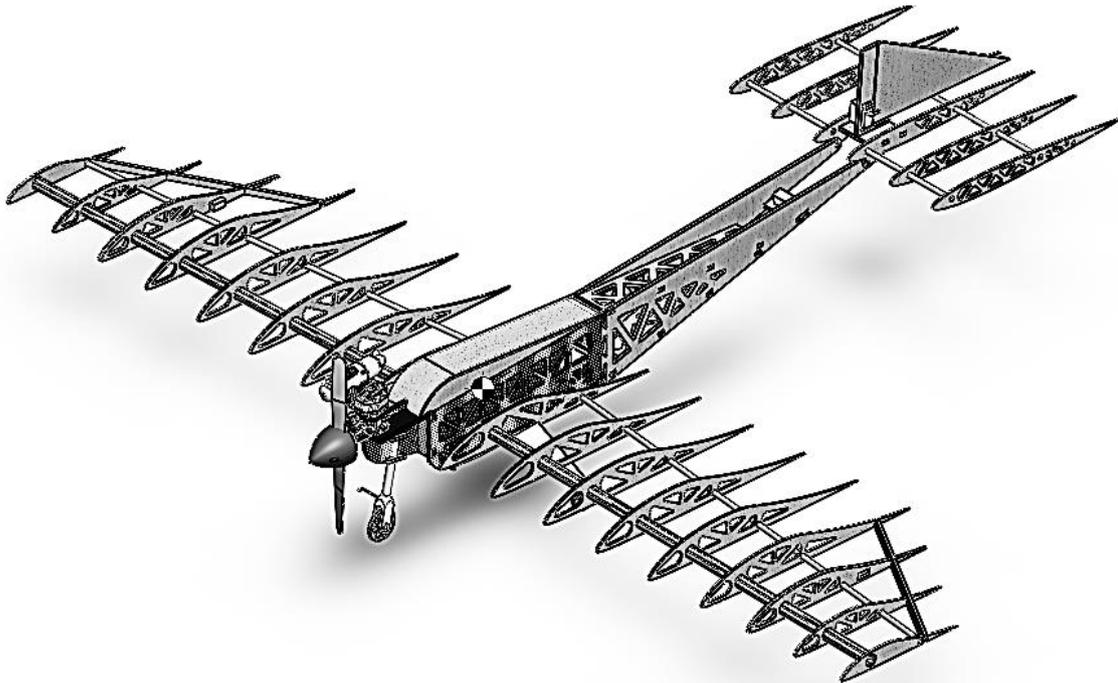
Quadro 4 - Avaliação do peso do conjunto

Massa (g)	Trem Frontal	Trem Principal	Total
Estimado	112,00	263,00	375,00
Real	67,90	217,90	285,80
		Redução	23,8%

Fonte: Desenvolvido pelo Autor (2016).

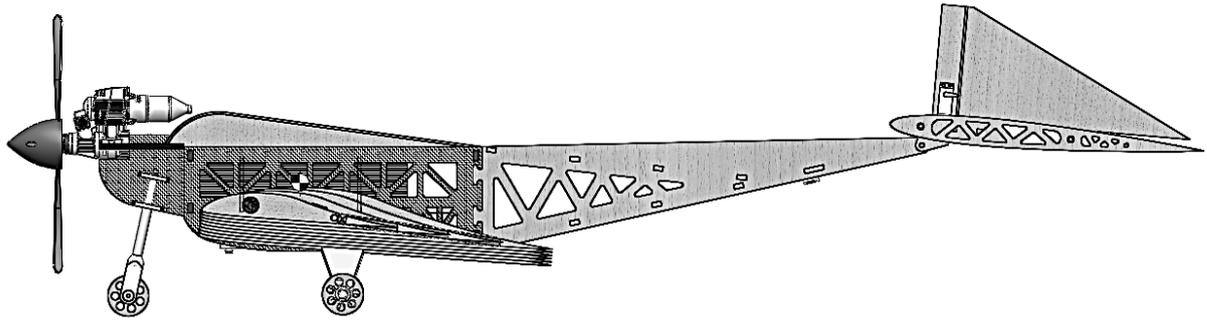
Os modelos do trem principal e frontal foram posicionados no modelo da aeronave da equipe MasBáh AeroDesign. As Figuras 26, 27 e 28 apresentam o conjunto final proposto.

Figura 26 - Vista isométrica da proposta final do conjunto trem de pouso



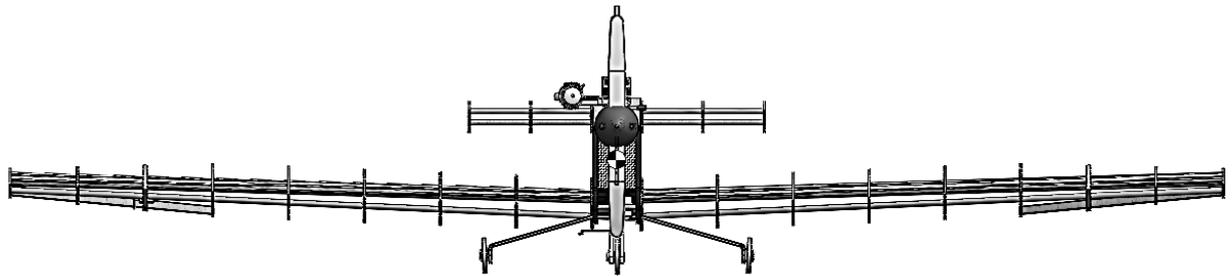
Fonte: Desenvolvido pelo autor (2016).

Figura 27 - Vista lateral da proposta final do conjunto trem de pouso



Fonte: Desenvolvido pelo autor (2016).

Figura 28 - Vista frontal da proposta final do conjunto trem de pouso



Fonte: Desenvolvido pelo Autor, 2016.

Tendo todo o dimensionamento do conjunto trem de pouso realizado, a equipe MasBáh AeroDesign agora pode aderir a proposta ao projeto 2016.

CONCLUSÃO

Ao concluir este estudo é oportuno evidenciar que, além de atingir os objetivos do trabalho, propondo a solução para o problema gerado através do dimensionamento do conjunto trem de pouso, obtiveram-se os seguintes resultados:

- Um perfil de menor arrasto aerodinâmico foi escolhido com a análise de espessura das estruturas;
- Conjunto leve e resistente através dimensionamento dos componentes do conjunto, conforme condições críticas de pouso;
- Redução de 23,8% do peso, em relação ao estimado no início do trabalho;
- Quantidade de peças consideravelmente baixa, em função do efetivo modelamento das mesmas;
- A abordagem detalhada de cada etapa do dimensionamento, possibilita a utilização deste trabalho para os anos subsequentes da equipe MasBáh AeroDesign.

Vale mencionar que, mesmo com o propósito de aplicação em um projeto de AeroDesign, este, pode ser aplicado no dimensionamento de uma aeronave comercial, pois está de acordo com normas regulamentadoras de aviação comercial FAR-PART 23 e 25 e JAR VLRA.

SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

- Realizar estudo de vibrações durante taxiamento por meio do método de elementos finitos (MEF) a fim de avaliar vida útil do conjunto;
- Realizar estudo de manufatura do conjunto como usinagem, conformação e parâmetros de soldagem e posteriormente realizar ensaios estruturais;

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BARROS, C. P., **Uma Metodologia para o Desenvolvimento de Projeto de Aeronaves Leves Subsônicas**. Belo Horizonte. Universidade Federal de Minas Gerais. 2001.

BEER, P. F., et. al. **Mechanics of Materials**, Sixth Edition, New York, United States. 2012.

CONWAY, H. G., **Landing Gear Design**, A Series of Textbooks, The Royal Aeronautical Society, Washington. 1958,

CURREY, N. S., **Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices**. Washington. AIAA Education Series. 1988.

FAA. **Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Volume 1**. Washington, U.S. Department of Transportation, 2012.

FAA. **FAR-PART 25**, Part 25: Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. 2005.

FAA. **FAR-PART 23**, Part 23: Airworthiness Standards: Acrobat Category Airplanes. 2002.

JAR-VLA, Airworthiness Standards: Light Airplanes. 2004.

JENKINSON, L. R., **Aircraft Design Projects for engineering students**. Burlington. Butterworth-Heinemann, Linacre House, Jordan Hill. 2003.

LUFT, C. P., **Minidicionário Luft**. São Paulo/SP, Editora Afiliada. 2000.

NASA, **An Overview of Landing Gear Dynamics**. Hampton, Virginia. U.S. Army Research Laboratory, Vehicle Technology Directorate, Langley Research Center. 1999.

PAHL, G.; BEITZ, W., **Engineering Design: a Systematic Approach**. Berlin: Springer Verlag. 1996.

PAULINY, J., **Landing gear design for single-engine four-seat aircraft**. Brno University of Technology, Faculty of mechanical engineering. 2014.

PAZMANY, L., **Light Airplane Design**. San Diego, California, United States of America. 1963.

RAYMER, P. D., **Aircraft Design: A Conceptual Approach - AIAA Education Series**. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1989.

ROMANO, L. N., **Modelo de referência para o processo de desenvolvimento de máquinas agrícolas**. Florianópolis. UFSC. 2003.

ROSKAM, J., **Airplane Design Part IV: Layout Design of Landing Gear and Systems**. Ottawa, Kansas. Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1986.

ROSKAM, J., **Airplane Design Part V: Component Weight Estimation**. Ottawa, Kansas. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1958.

RODRIGUES. L. E. M. J., **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign**. São Paulo. Instituto Federal de Educação, Ciência e tecnologia de São Paulo. 2011.

SAE BRASIL, **Programas estudantis**. Disponível em: <<http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign/>>. Acessado em: 20 SET. 2016.

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

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

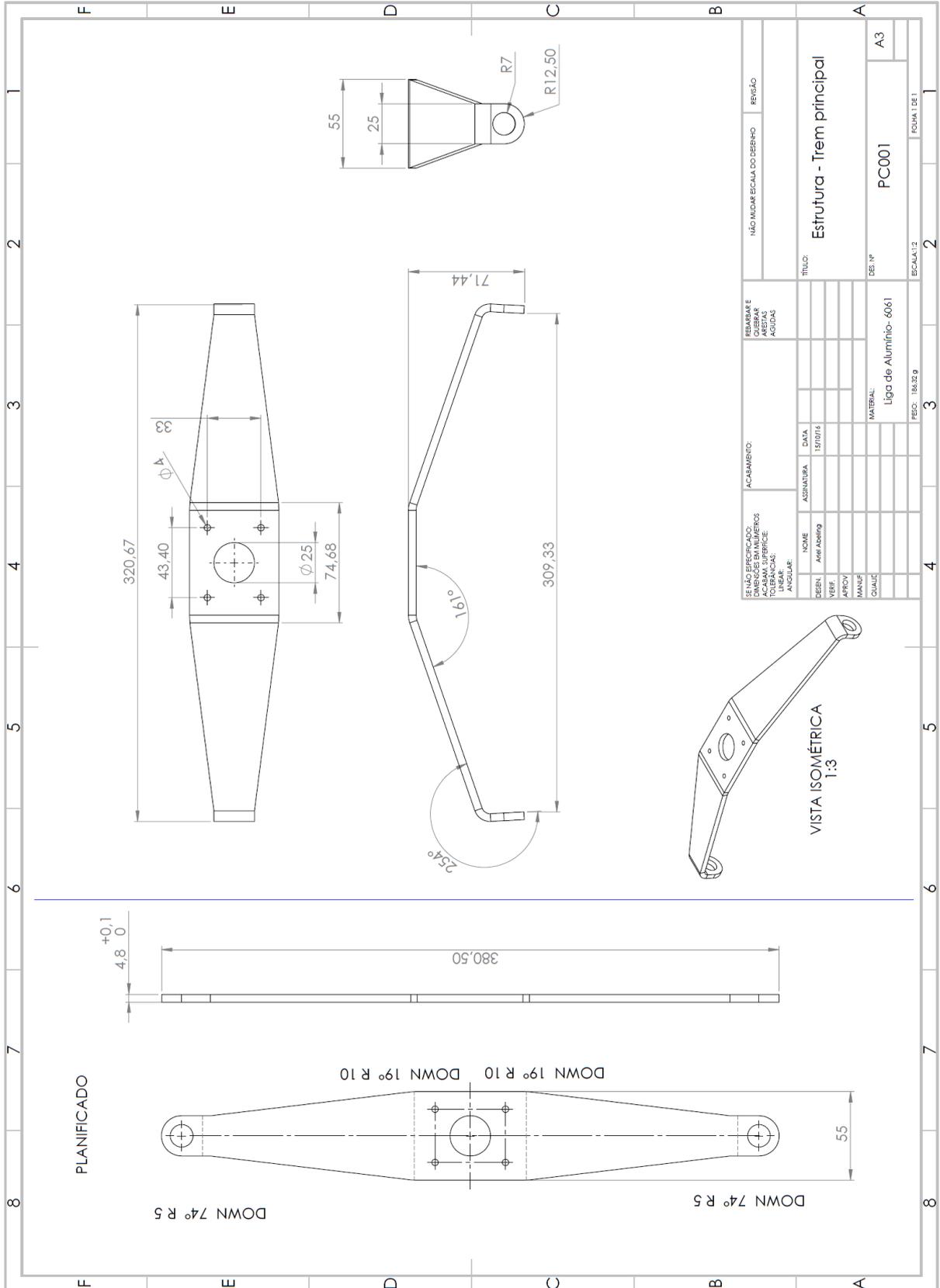
ZENITH AIRCRAFT. **STOL, Short Take Off and Landing**. Disponível em: <<http://www.zenithair.com/stolch750/750-parts-assembly.html>>. Acesso em: 6 OUT. 2016.

ZENITH AIRCRAFT. **Landing Gear**. Disponível em: <<http://www.zenithair.net/high-lift-design/>>. Acesso em: 6 OUT. 2016.

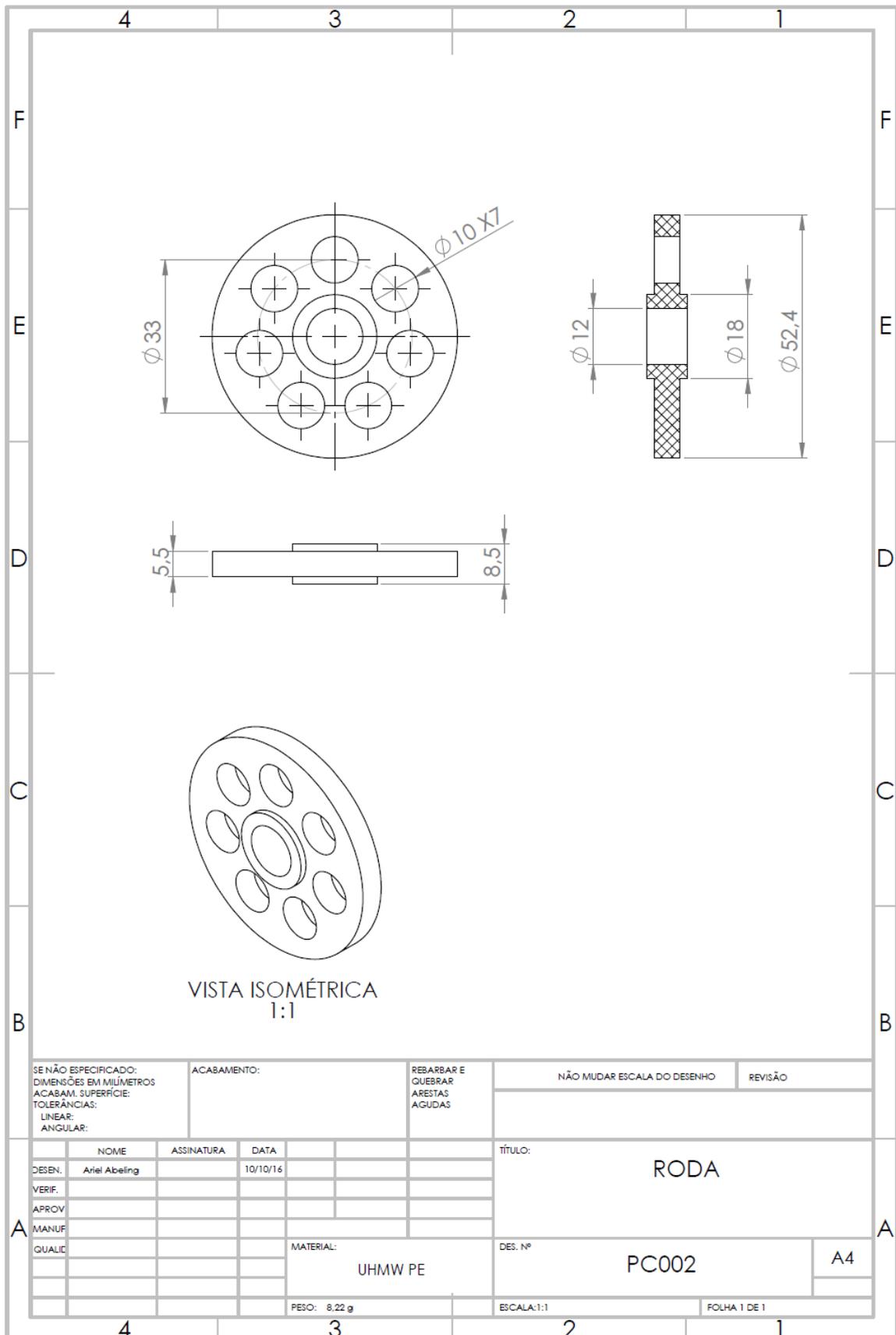
APÊNDICES

APÊNDICE A – Detalhamento da aeronave	62
APÊNDICE B – Detalhamento da estrutura do trem principal	63
APÊNDICE C – Detalhamento da roda	64
APÊNDICE D – Detalhamento do eixo (trem principal)	65
APÊNDICE E – Detalhamento do anel elástico (10 milímetros)	66
APÊNDICE F – Detalhamento de montagem do trem principal	67
APÊNDICE G – Detalhamento da bequilha	68
APÊNDICE H – Detalhamento do eixo (trem frontal)	69
APÊNDICE I – Detalhamento da haste	70
APÊNDICE J – Detalhamento da estrutura (trem frontal)	71
APÊNDICE K – Detalhamento do mancal inferior	72
APÊNDICE L – Detalhamento do mancal superior	73
APÊNDICE M – Detalhamento do anel elástico (5 milímetros)	74
APÊNDICE N – Detalhamento de montagem do trem frontal (5 milímetros)	75

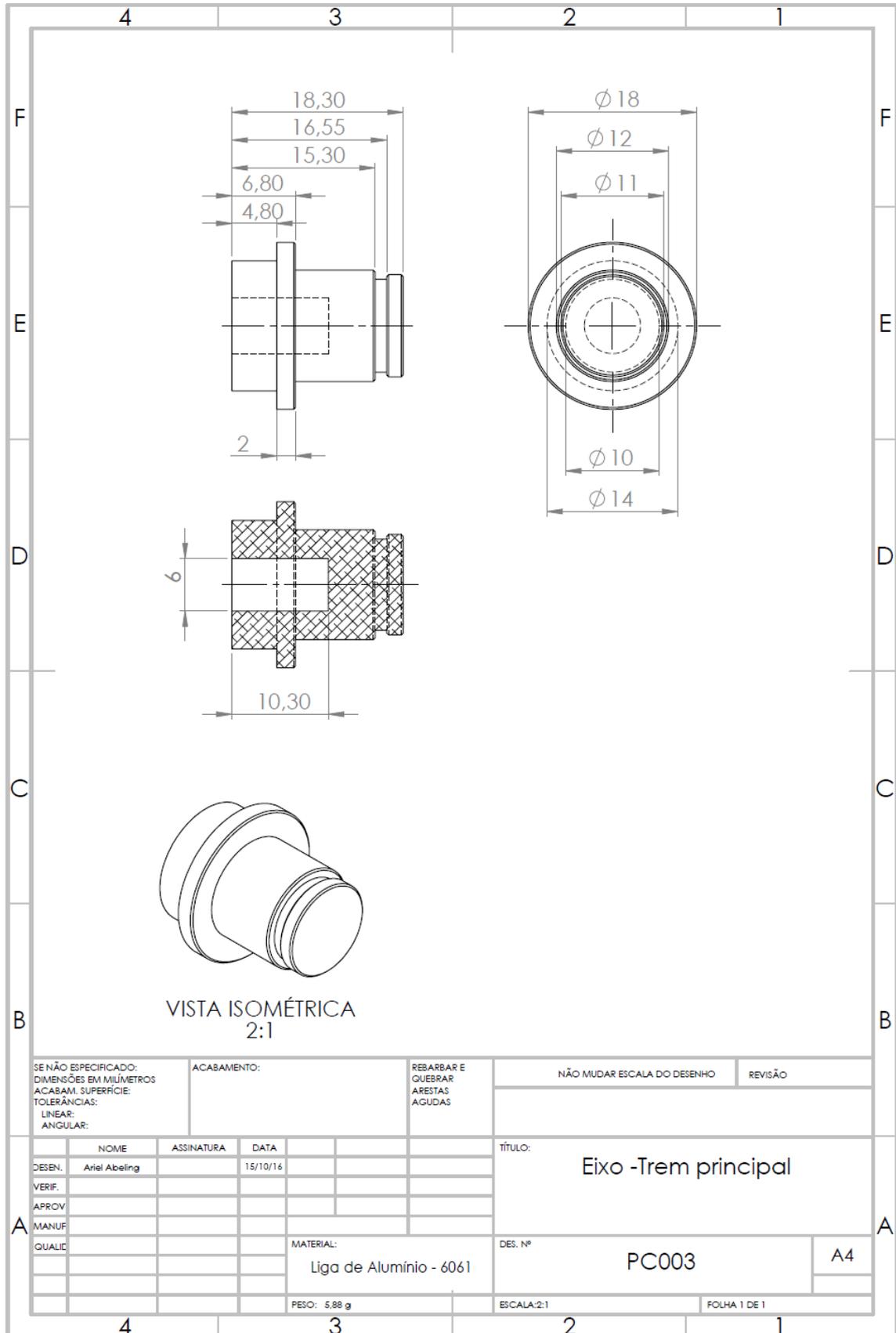
APÊNDICE B – Detalhamento da estrutura do trem principal



APÊNDICE C – Detalhamento da roda

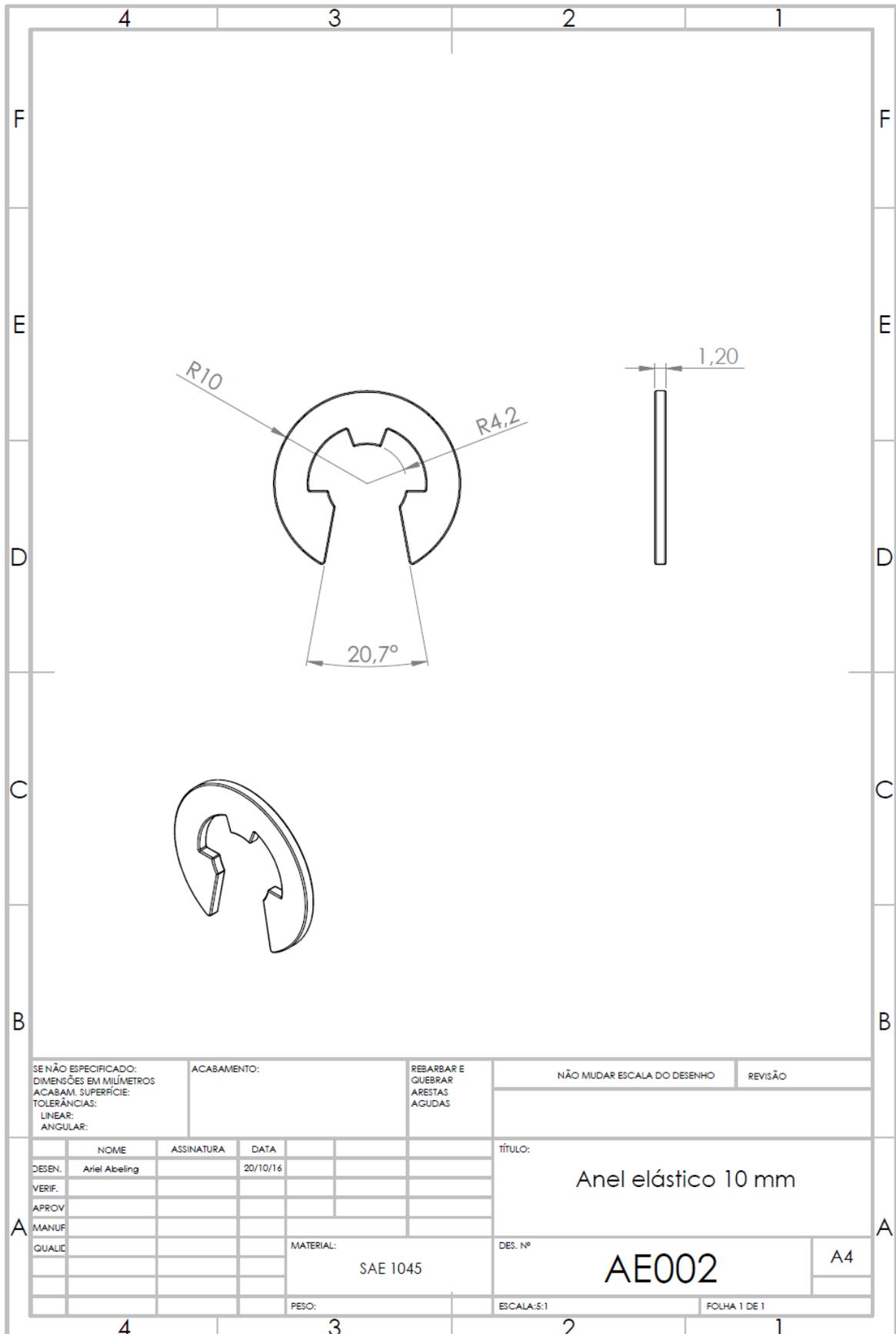


APÊNDICE D – Detalhamento do eixo (trem principal)

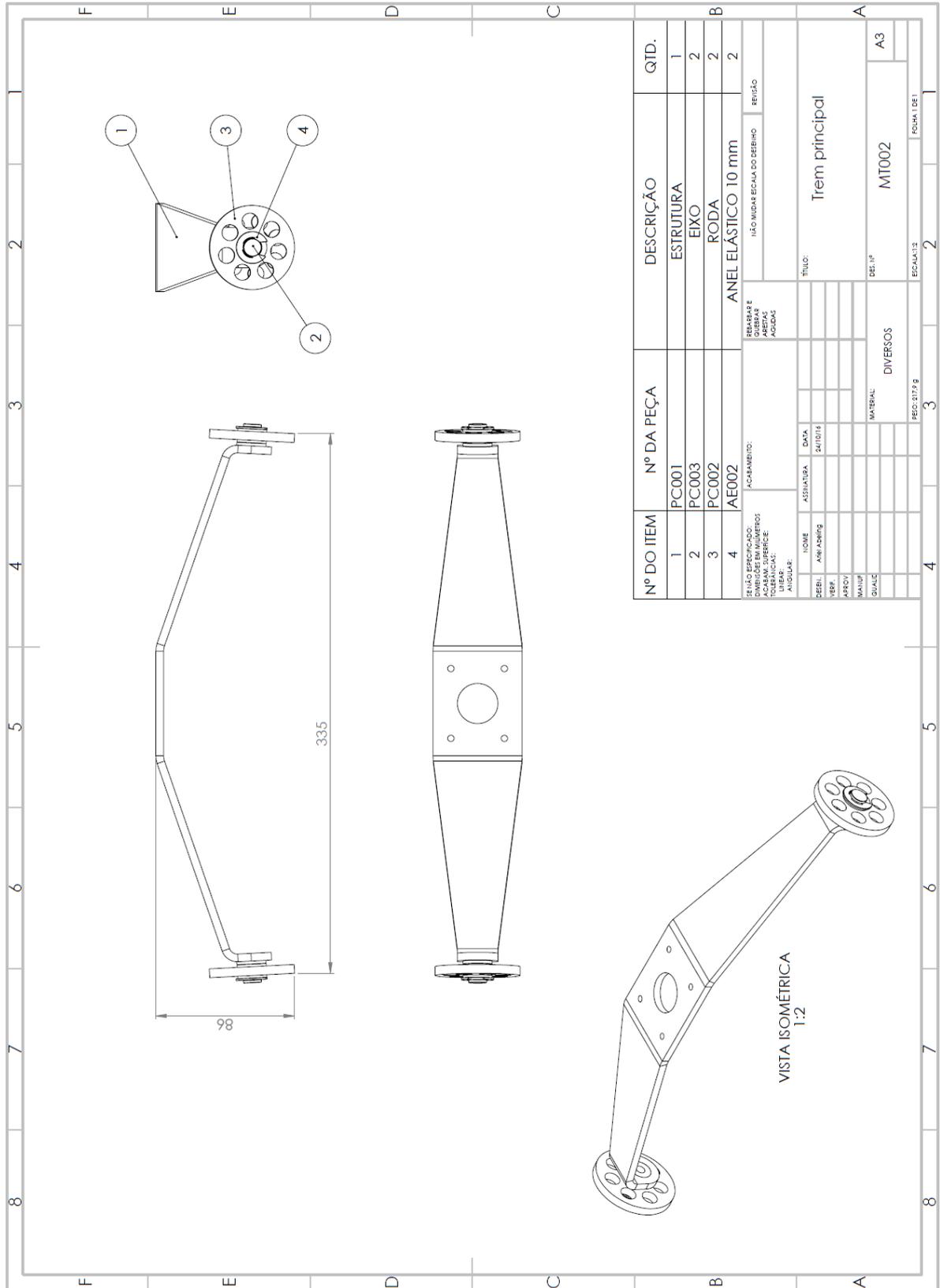


SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS		ACABAMENTO:		REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS		NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISÃO	
ACABAM. SUPERFÍCIE:									
TOLERÂNCIAS:									
LINEAR:									
ANGULAR:									
NOME		ASSINATURA		DATA		TÍTULO:			
DESEN.		Ariel Abeling		15/10/16		Eixo -Trem principal			
VERIF.									
APROV.									
MANUF.									
QUALIC				MATERIAL:		DES. Nº		A4	
				Liga de Alumínio - 6061		PC003			
				PESO: 5,88 g		ESCALA:2:1		FOLHA 1 DE 1	

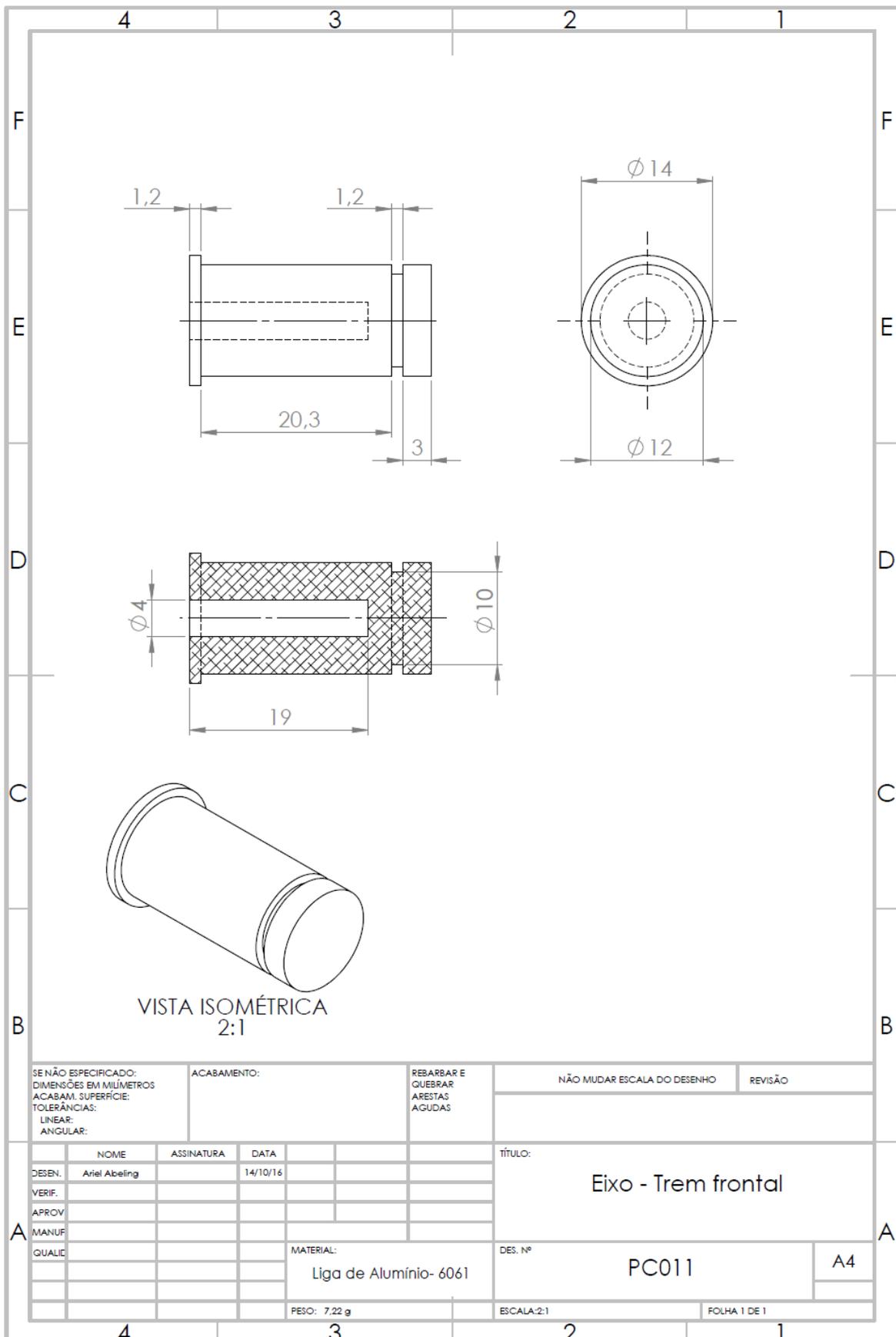
APÊNDICE E – Detalhamento do anel elástico (10 milímetros)



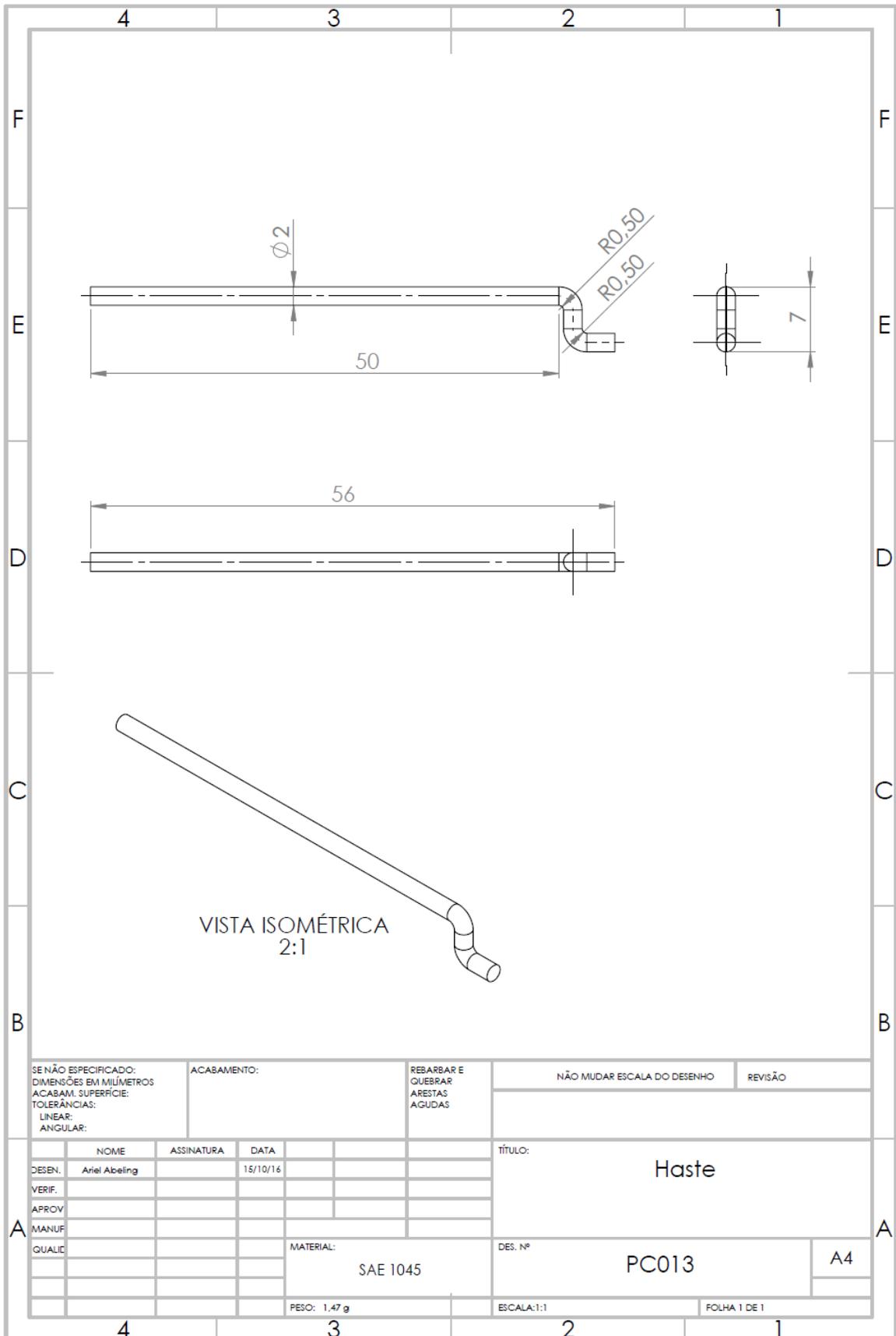
APÊNDICE F – Detalhamento de montagem do trem principal



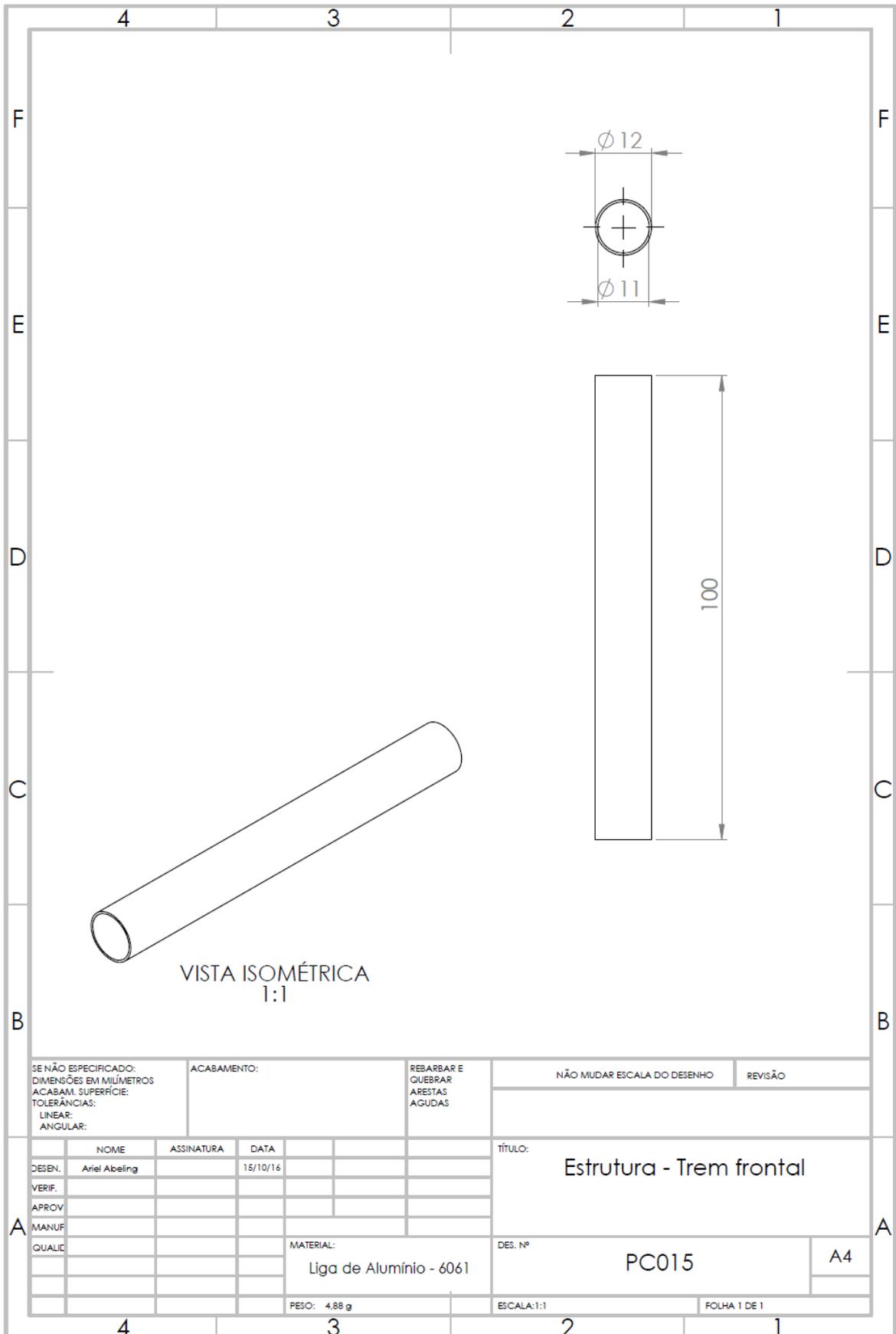
APÊNDICE H – Detalhamento do eixo (trem frontal)



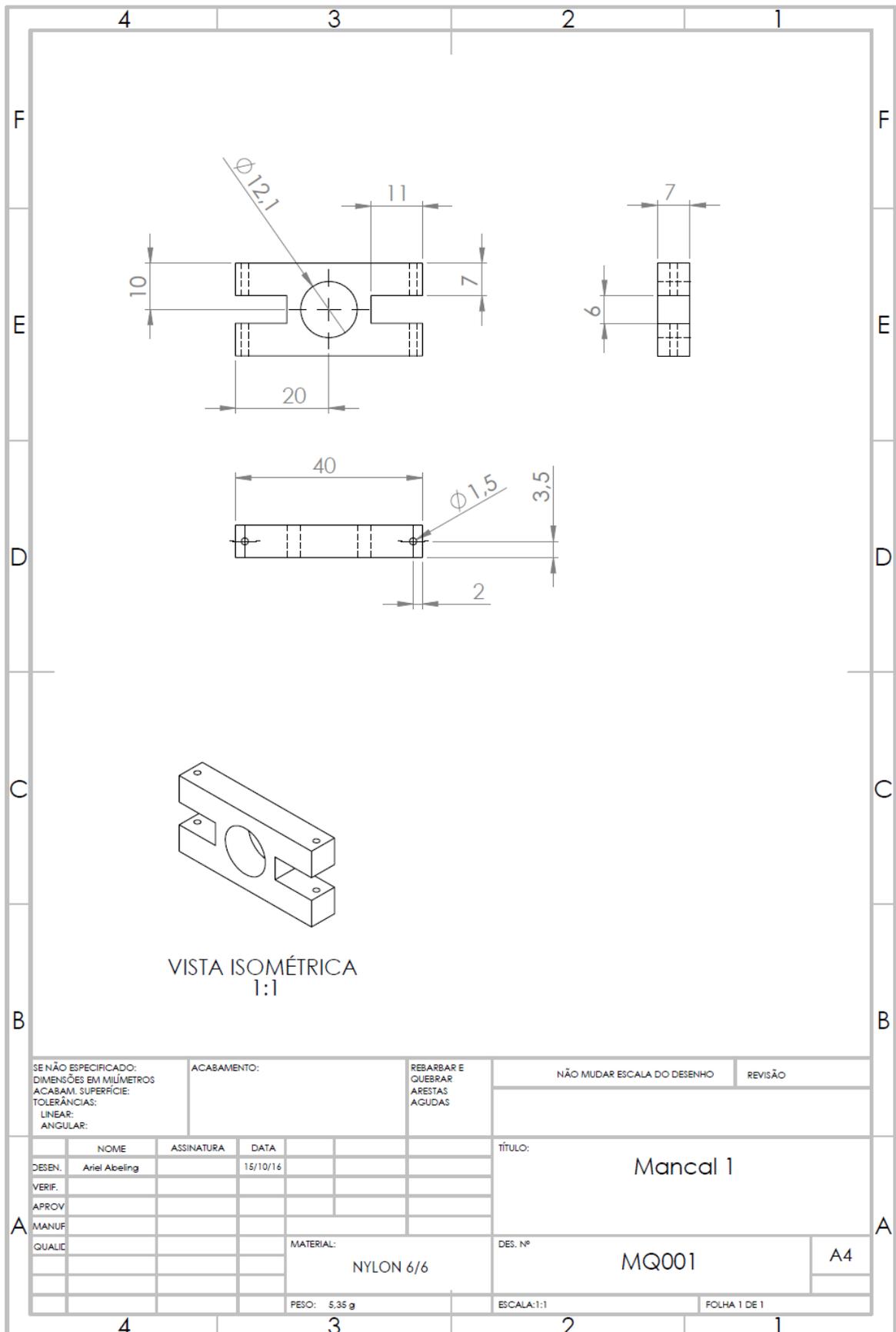
APÊNDICE I – Detalhamento da haste



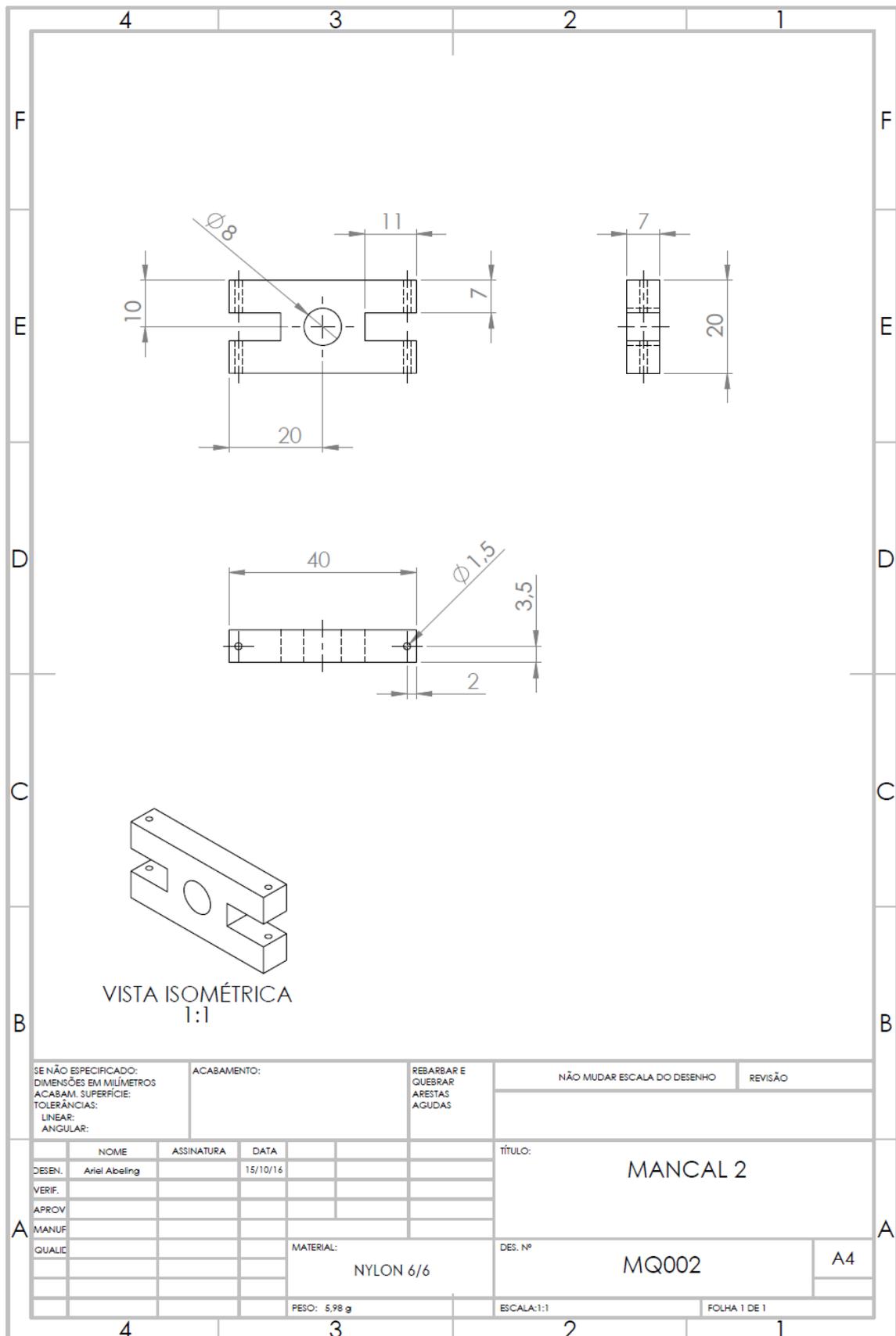
APÊNDICE J – Detalhamento da estrutura (trem frontal)



APÊNDICE K – Detalhamento do mancal inferior



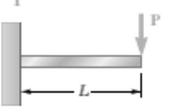
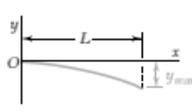
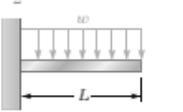
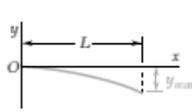
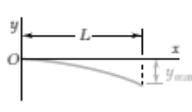
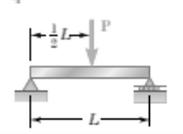
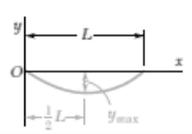
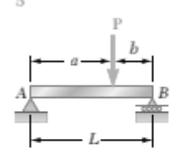
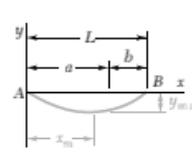
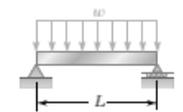
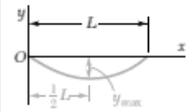
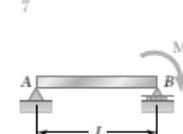
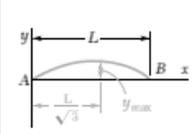
APÊNDICE L – Detalhamento do mancal superior



ANEXOS

ANEXO 1 – Deflexões de vigas	77
ANEXO 2 – Propriedades dos materiais	78
ANEXO 2 – Propriedades dos materiais (continuação).....	79
ANEXO 4 – Espessura de chapas	80
ANEXO 5 – Anel elástico DIN	81

ANEXO 1 – Deflexões de vigas

Beam and Loading	Elastic Curve	Maximum Deflection	Slope at End	Equation of Elastic Curve
1 		$-\frac{PL^3}{3EI}$	$-\frac{PL^2}{2EI}$	$y = \frac{P}{6EI}(x^3 - 3Lx^2)$
2 		$-\frac{wL^4}{8EI}$	$-\frac{wL^3}{6EI}$	$y = -\frac{w}{24EI}(x^4 - 4Lx^3 + 6L^2x^2)$
3 		$-\frac{ML^2}{2EI}$	$-\frac{ML}{EI}$	$y = -\frac{M}{2EI}x^2$
4 		$-\frac{PL^3}{48EI}$	$\pm \frac{PL^2}{16EI}$	For $x \leq \frac{1}{2}L$: $y = \frac{P}{48EI}(4x^3 - 3L^2x)$
5 		For $a > b$: $\frac{Pb(L^2 - b^2)^{3/2}}{9\sqrt{3}EIL}$ at $x_m = \sqrt{\frac{L^2 - b^2}{3}}$	$\theta_A = -\frac{Pb(L^2 - b^2)}{6EIL}$ $\theta_B = +\frac{Pa(L^2 - a^2)}{6EIL}$	For $x < a$: $y = \frac{Pb}{6EIL}[x^3 - (L^2 - b^2)x]$ For $x = a$: $y = -\frac{Pa^2b^2}{3EIL}$
6 		$-\frac{5wL^4}{384EI}$	$\pm \frac{wL^3}{24EI}$	$y = -\frac{w}{24EI}(x^4 - 2Lx^3 + L^2x)$
7 		$\frac{ML^2}{9\sqrt{3}EI}$	$\theta_A = +\frac{ML}{6EI}$ $\theta_B = -\frac{ML}{3EI}$	$y = -\frac{M}{6EIL}(x^3 - L^2x)$

ANEXO 2 – Propriedades dos materiais

Material	Density kg/m ³	Ultimate Strength			Yield Strength ³		Modulus of Elasticity, GPa	Modulus of Rigidity, GPa	Coefficient of Thermal Expansion, 10 ⁻⁶ /°C	Ductility, Percent Elongation in 50 mm
		Tension, MPa	Compression, ² MPa	Shear, MPa	Tension, MPa	Shear, MPa				
Steel										
Structural (ASTM-A36)	7860	400			250	145	200	77.2	11.7	21
High-strength-low-alloy										
ASTM-A709 Grade 345	7860	450			345		200	77.2	11.7	21
ASTM-A913 Grade 450	7860	550			450		200	77.2	11.7	17
ASTM-A992 Grade 345	7860	450			345		200	77.2	11.7	21
Quenched & tempered										
ASTM-A709 Grade 690	7860	760			690		200	77.2	11.7	18
Stainless, AISI 302										
Cold-rolled	7920	860			520		190	75	17.3	12
Annealed	7920	655			260	150	190	75	17.3	50
Reinforcing Steel										
Medium strength	7860	480			275		200	77	11.7	
High strength	7860	620			415		200	77	11.7	
Cast Iron										
Gray Cast Iron										
4.5% C, ASTM A-48	7200	170	655	240			69	28	12.1	0.5
Malleable Cast Iron										
2% C, 1% Si, ASTM A-47	7300	345	620	330	230		165	65	12.1	10
Aluminum										
Alloy 1100-H14										
(99% Al)	2710	110		70	95	55	70	26	23.6	9
Alloy 2014-T6	2800	455		275	400	230	75	27	23.0	13
Alloy-2024-T4	2800	470		280	325		73		23.2	19
Alloy-5456-H116	2630	315		185	230	130	72		23.9	16
Alloy 6061-T6	2710	260		165	240	140	70	26	23.6	17
Alloy 7075-T6	2800	570		330	500		72	28	23.6	11
Copper										
Oxygen-free copper										
(99.9% Cu)										
Annealed	8910	220		150	70		120	44	16.9	45
Hard-drawn	8910	390		200	265		120	44	16.9	4
Yellow-Brass										
(65% Cu, 35% Zn)										
Cold-rolled	8470	510		300	410	250	105	39	20.9	8
Annealed	8470	320		220	100	60	105	39	20.9	65
Red Brass										
(85% Cu, 15% Zn)										
Cold-rolled	8740	585		320	435		120	44	18.7	3
Annealed	8740	270		210	70		120	44	18.7	48
Tin bronze										
(88 Cu, 8Sn, 4Zn)										
	8800	310			145		95		18.0	30
Manganese bronze										
(63 Cu, 25 Zn, 6 Al, 3 Mn, 3 Fe)										
	8360	655			330		105		21.6	20
Aluminum bronze										
(81 Cu, 4 Ni, 4 Fe, 11 Al)										
	8330	620	900		275		110	42	16.2	6

(Table continued on page A14)

ANEXO 2 – Propriedades dos materiais (continuação)

Material	Density kg/m ³	Ultimate Strength			Yield Strength ³		Modulus of Elasticity, GPa	Modulus of Rigidity, GPa	Coefficient of Thermal Expansion, 10 ⁻⁶ /°C	Ductility, Percent Elongation in 50 mm
		Tension, MPa	Compression, ² MPa	Shear, MPa	Tension, MPa	Shear, MPa				
Magnesium Alloys										
Alloy AZ80 (Forging)	1800	345		160	250		45	16	25.2	6
Alloy AZ31 (Extrusion)	1770	255		130	200		45	16	25.2	12
Titanium										
Alloy (6% Al, 4% V)	4730	900			830		115		9.5	10
Monel Alloy 400(Ni-Cu)										
Cold-worked	8830	675			585	345	180		13.9	22
Annealed	8830	550			220	125	180		13.9	46
Cupronickel (90% Cu, 10% Ni)										
Annealed	8940	365			110		140	52	17.1	35
Cold-worked	8940	585			545		140	52	17.1	3
Timber, air dry										
Douglas fir	470	100	50	7.6			13	0.7	Varies 3.0 to 4.5	
Spruce, Sitka	415	60	39	7.6			10	0.5		
Shortleaf pine	500		50	9.7			12			
Western white pine	390		34	7.0			10			
Ponderosa pine	415	55	36	7.6			9			
White oak	690		51	13.8			12			
Red oak	660		47	12.4			12			
Western hemlock	440	90	50	10.0			11			
Shagbark hickory	720		63	16.5			15			
Redwood	415	65	42	6.2			9			
Concrete										
Medium strength	2320		28				25		9.9	
High strength	2320		40				30		9.9	
Plastics										
Nylon, type 6/6, (molding compound)	1140	75	95		45		2.8		144	50
Polycarbonate	1200	65	85		35		2.4		122	110
Polyester, PBT (thermoplastic)	1340	55	75		55		2.4		135	150
Polyester elastomer	1200	45		40			0.2			500
Polystyrene	1030	55	90		55		3.1		125	2
Vinyl, rigid PVC	1440	40	70		45		3.1		135	40
Rubber	910	15							162	600
Granite (Avg. values)	2770	20	240	35			70	4	7.2	
Marble (Avg. values)	2770	15	125	28			55	3	10.8	
Sandstone (Avg. values)	2300	7	85	14			40	2	9.0	
Glass, 98% silica	2190		50				65	4.1	80	

¹Properties of metals vary widely as a result of variations in composition, heat treatment, and mechanical working.

²For ductile metals the compression strength is generally assumed to be equal to the tension strength.

³Offset of 0.2 percent.

⁴Timber properties are for loading parallel to the grain.

⁵See also Marks' *Mechanical Engineering Handbook*, 10th ed., McGraw-Hill, New York, 1996; *Annual Book of ASTM*, American Society for Testing Materials, Philadelphia, Pa.; *Metals Handbook*, American Society of Metals, Metals Park, Ohio; and *Aluminum Design Manual*, The Aluminum Association, Washington, DC.

ANEXO 4 – Espessura de chapas

CHAPA DE ALUMÍNIO NAVAL

Por ser um material leve, resistente, torna-se aplicável em quase todos os segmentos da indústria. Com ótima resistência a corrosão e alta condutibilidade elétrica e térmica, características suficientes para aplicação em um vasto campo em engenharia.

O Alumínio é o metal da sustentabilidade, o alumínio ajuda a reduzir a emissão de gases de efeito estufa, a economizar gás de cozinha e energia elétrica, 100% reciclável.

As principais ligas são: **1050 – 1100 – 1200 – 3003 – 5050 – 5083 – 6351 – 6061**

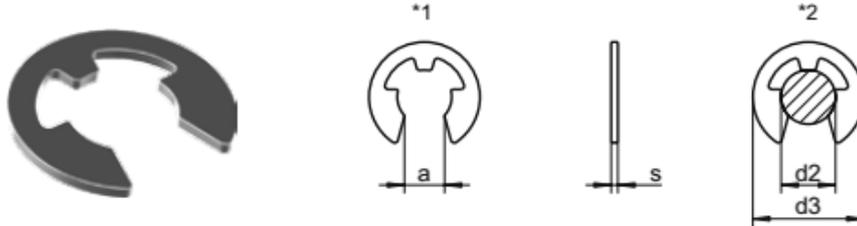
Chapa de Alumínio Naval		
Peso por peça (Kg)		
Dimensão (mm)	Espessura (mm)	Peso (kg/pç)
2000x1100	1,00	5,96
2000x1100	1,20	7,12
2000x1100	1,50	8,91
2000x1100	2,00	11,88
2000x1100	3,17	18,82
2000x1100	4,00	23,76
2000x1100	6,35	37,80
2000x1100	7,93	47,27
2000x1100	9,52	56,76
2000x1100	12,70	75,71
2000x1100	15,87	94,61
2000x1100	19,05	113,60
2000x1100	22,22	132,50
2000x1100	25,40	151,50
2000x1100	31,75	189,23
2000x1100	38,10	227,20
2000x1100	44,45	265,10
2000x1100	50,80	302,86
2000x1100	57,15	348,72
2000x1100	63,50	378,60
2000x1100	76,20	454,30

ANEXO 4 – Anel elástico DIN

DIN 6799

Retaining washers

for shafts



d2	for \emptyset	d3	s	a
1,2	1,4 - 2,0	3,25	0,30	1,01
1,5	2,0 - 2,5	4,25	0,40	1,28
1,9	2,5 - 3,0	4,80	0,50	1,61
2,3	3,0 - 4,0	6,30	0,60	1,94
3,2	4,0 - 5,0	7,30	0,60	2,70
4,0	5,0 - 7,0	9,30	0,70	3,34
5,0	6,0 - 8,0	11,30	0,70	4,11
6,0	7,0 - 9,0	12,30	0,70	5,26
7,0	8,0 - 11,0	14,30	0,90	5,84
8,0	9,0 - 12,0	16,30	1,00	6,52
9,0	10,0 - 14,0	18,80	1,10	7,63
10,0	11,0 - 15,0	20,40	1,20	8,32
12,0	13,0 - 18,0	23,40	1,30	10,45
15,0	16,0 - 24,0	29,40	1,50	12,61
19,0	20,0 - 31,0	37,60	1,75	15,92
24,0	25,0 - 38,0	44,60	2,00	21,88

Grade	SU
1.4122	500
1.4122	500
1.4122	500
1.4122	500
1.4122	500
1.4122	500
1.4122	500
1.4122	500
1.4122	500
1.4122	500
1.4122	500
1.4122	100
1.4122	100
1.4122	50
1.4122	50
1.4122	50

■ A1 / ▲ A2 / ● A4 | SU: Sales unit | All measurements in mm | Other dimensions on request.

Example item no. 6799-2-8 DIN 6799 - 1.4122 - \emptyset 8mm - *1 unclamped - *2 clamped