

MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

PROJETO DE TREM DE POUSO PARA AERONAVE RADIO CONTROLADA

por

Vinicius Cabreira

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Engenheiro Mecânico.

Porto Alegre, novembro de 2013

PROJETO DE TREM DE POUSO PARA AERONAVE RADIO CONTROLADA

por

Vinicius Cabreira

ESTA MONOGRAFIA FOI JULGADA ADEQUADA COMO PARTE DOS
REQUISITOS PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
ENGENHEIRO MECÂNICO
APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELA BANCA EXAMINADORA DO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Profa. Dr^a. Thamy Cristina Hayashi
Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: **Mecânica dos Sólidos**

Orientador: Prof. Jakson Manfredini Vassoler

Comissão de Avaliação:

Prof. Edson Hikaro Aseka

Prof. Jun Sérgio Ono Fonseca

Prof. Leticia F. F. Miguel

Porto Alegre, 11 de novembro de 2013.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a família e aos amigos que apoiaram durante esta longa jornada, e a equipe de Aerodesign, a qual é base para este projeto.

Cabreira, V. **Projeto de Trem de Pouso Para Aeronave Radio Controlada**. 2013. 13. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2013.

RESUMO

Apesar de diferirem em sua forma, disposição ou estrutura, os trens de pouso são necessários em todas aeronaves. Eles se tornam componentes críticos do projeto, por serem extremamente solicitados por cargas estáticas e dinâmicas durante as etapas de pouso e decolagem, e por propiciar um seguro taxiamento em solo. Este trabalho tem por objetivo o projeto de um trem de pouso para aeronave radio controlada, seguindo as normas aeronáuticas vigentes. Baseando-se em uma aeronave para a competição SAE Aerodesign, este trabalho apresenta uma revisão bibliográfica sobre o assunto, e em seguida uma metodologia de cálculo aplicada ao projeto de um trem de pouso, baseando-se na FAR 23.

PALAVRAS-CHAVE: trem de pouso, aeronave, análise estrutural, norma FAR.

Cabreira, V. **Landing Gear Project For a Radio Controlled Aircraft**. 2013. 16. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2013.

ABSTRACT

Despite its structural or arrangement differences, landing gears are necessary on all aircrafts. They are critical project components since they must endure extreme stress by static and dynamical loads on landing and take-off, and must allow a safe taxing while on the ground as well. The current work has as the objective the project of a landing gear for a radio controlled aircraft, following the present standards. Being based on an SAE Aerodesign aircraft, this work presents a research on the subject, followed by a methodology applied on a landing gear design, as indicated by the FAR 23 standard.

KEYWORDS: landing gear, aircraft, structural analysis.

Sumário	
RESUMO.....	iv
ABSTRACT	iv
1. INTRODUÇÃO	1
2. OBJETIVOS	2
3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	2
3.1 Características gerais.....	2
3.2 Materiais	3
3.3 Normas	4
3.4 Esforços.....	4
3.5 Método de Cálculo.....	5
3.5.1 Critério de Hoffmann.....	5
4. METODOLOGIA.....	6
4.1 Requisitos básicos	6
4.2 Cálculo da geometria.....	6
4.3 Carregamentos Estáticos Segundo a FAR 23.....	7
4.4 Carga dinâmica segundo a FAR 23.....	8
4.5 Materiais utilizados	8
4.4 Trem principal.....	8
4.5 Trem dianteiro.....	11
5. RESULTADOS	12
6. CONCLUSÃO.....	14
BIBLIOGRAFIA	15
ANEXOS.....	16

1. INTRODUÇÃO

Os trens de pouso com rodas foram criados juntamente com os primeiros aviões [Currey,1988]. Apesar de haverem diferenças construtivas, todas aeronaves apresentam, em alguma forma, um trem de pouso funcional. O pouso pode ser efetuado em terra, em água ou até mesmo na neve, por isto, cada aeronave possui um trem de pouso específico para suas necessidades, e com isto, diferentes arranjos de trens e estruturas são utilizadas.

A tarefa principal do trem de pouso é a de absorver a energia horizontal e vertical durante a etapa de pouso [Young, 1986]. Então, uma vez projetado, deve ser uma estrutura capaz de suportar as velocidades de decolagem e pouso, os impactos gerados e suportar de forma estável a aeronave durante o movimento em solo, caso exista. Isto torna o sistema de trem de pouso uma das partes de maior responsabilidade na hora do projeto da aeronave [Currey, 1988].

A estabilidade em solo, principalmente em pouso e decolagem é um fator de extrema importância, uma vez que caso o trem não possua as características necessárias para efetuar estas manobras, as forças inerciais podem levar a perda de controle da aeronave ou mesmo ao seu tombamento.

Outro fator de grande importância é a estabilidade estrutural e absorção de impacto. Devido a grandes energias envolvidas, aeronaves de grande porte utilizam sistemas de absorção de impacto baseados em amortecimento hidráulico ou pneumático, similar aos utilizados em automóveis, mas em maior escala. No caso de aeronaves de pequeno porte, como o Cessna 170, possui trens de estrutura rígida, funcionando como um modelo de mola sólida [Rymer, 1992] e tendo seu amortecimento feito com os pneus e a estrutura.

Assim como o restante da estrutura da aeronave, os trens de pouso devem ser avaliados pelas normas aeronáuticas vigentes, satisfazendo os requisitos estruturais e de absorção de energia, sem que estes tenham alto custo na construção e afetem o desempenho do restante da aeronave.

Para aeronaves radio controladas, como no caso das utilizadas nas competições da SAE Aerodesign, a qual será utilizada de base para este projeto, estas preocupações também são válidas. Devido ao objetivo da competição de conseguir efetuar completamente um voo com maior carga, estas aeronaves possuem a característica de carregar elevada carga para o seu tamanho, que deve estar entre os limites estabelecidos anualmente pela organização. Estas limitações de tamanho, assim como a própria estrutura tipicamente utilizada, adicionam um ponto de dificuldade as equipes, que tendem a utilizar as mais diversas soluções. Um exemplo de trem de pouso buscado, neste caso para uma aeronave de porte normal, mas com as mesmas características foi o buscado por [Zarichta, 2005], através de um trem de pouso do tipo Wittman.

A metodologia para o projeto de um trem de pouso, tanto para estas aeronaves pequenas ou de grande porte, é, em sua base, a mesma. Com isto, o presente trabalho irá apresentar uma metodologia para o projeto do mesmo, baseando-se em uma aeronave do Aerodesign, e com isto dando enfoque a trens de pouso utilizados em aeronaves de menor tamanho.

2. OBJETIVOS

Este trabalho tem como objetivo projetar de um trem de pouso para uma aeronave radio-controlada, não tripulada, de pequeno porte. Para este fim, será feita uma pesquisa bibliográfica sobre o assunto, tais como disposição, materiais, estruturas, amortecimento, aerodinâmica e relações de estabilidade dos trens de pouso. O projeto será baseado na aeronave Sentinela da equipe Pampa de Aerodesign da UFRGS, e uma vez definida sua configuração, esta será analisada segundo a norma aeronáutica FAR 23 que indica quais são as situações críticas e cargas que devem ser aplicadas sobre a estrutura. Por fim, será feita uma análise estrutural dos componentes.

3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

3.1 Características gerais

O sistema de trem de pouso é uma parte essencial das aeronaves, uma vez que qualquer tipo necessita uma estrutura capaz de prover suporte em terra e permitir taxiamento e corrida em pista para o caso de aviões [Sadraey, 2009]. As disposições mais comuns são mostradas na figura 2.1, sendo mais comuns, as configurações de triciclo para aviões de grande porte e convencional para aviões pequenos [Raymer, 1992]. Na configuração triciclo, as rodas principais encontram-se logo atrás do CG, enquanto na convencional, estão dispostas na parte frontal da aeronave.

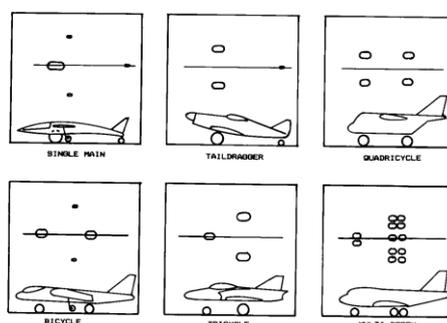


Figura 3.1: Disposições de tem de pouso

Da mesma forma que o trem de pouso possui diferentes disposições, os trens individuais podem apresentar diferenças construtivas, segundo [Kundu, 2010], estes podem se apresentar nos tipos telescópico, alavanca frontal ou com suspensão, bogie, semi articulada, alavanca lateral ou articulada, como visto na figura 2.2. Dentro destas construções, deve se incluir o sistema de amortecimento, caso exista.

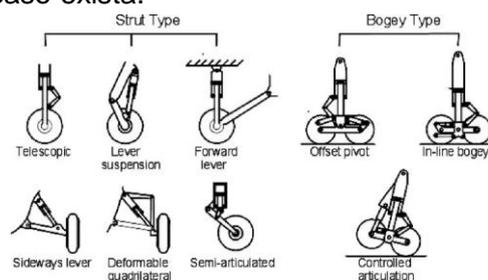


Figura 3.2: Estruturas típicas para trem de pouso

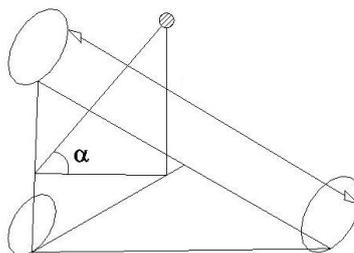


Figura 3.3: Configuração de geometria

Além do aspecto estrutural, a configuração do trem de pouso deve proporcionar a aeronave estabilidade em manobras em solo através da distância correta entre os trens e o CG, para que a aeronave não corra o perigo de tombar ao efetuar uma manobra de guinada. Isto é verificado através do *overturn angle*, ângulo entre a linha imaginária que une os trens e o ponto do CG, exibido na figura 2.3, que deve ser menor que 50° . A literatura [Sadraey, 2009] também sugere que o trem principal se posicionado de modo a suportar de 85 a 92% do peso da aeronave. Caso seja utilizada triquilha (trem frontal único), este deve ter uma leve inclinação para diminuir esforços de direcionamento.

As disposições otimizadas para menor peso, para aeronaves pequenas, são as do formato triciclo e trem traseiro, que proporcionam um número menor de rodas e com isto, estrutura mais simples. Uma vez que a configuração convencional força a aeronave a correr pela pista com as asas em alto ângulo de ataque, gerando maior arrasto induzido e consequentemente maior comprimento de pista necessária. Assim, a escolha da disposição em triciclo se torna mais adequada a este projeto.

A fim de que a estrutura do trem principal não transmita esforços de momento para a estrutura principal, o formato de arco ou viga no trem de pouso se tornam os mais atraentes. Estes ainda possuem capacidade para resistir a impactos e não são altas.

3.2 Materiais

Os materiais mais utilizados na aviação são as ligas de alumínio, titânio, e compósitos, pois possuem alta resistência específica, diminuindo o peso da aeronave. Além do peso e resistência mecânica, eles apresentam alta resistência à corrosão, permitindo seu uso como componentes estruturais em diversos ambientes.

O alumínio e o titânio são amplamente utilizados na indústria aeronáutica há anos devido não somente a suas propriedades em ligas especiais, mas a possibilidade de fabricação de peças em diferentes formatos em custo acessível.

No caso dos materiais compósitos, segundo [Jones, 1999], estes sofreram uma queda no seu custo e melhorias nos processos de fabricação, viabilizando sua utilização como componentes de requerimento estrutural, vindo a substituir ligas convencionais de titânio e alumínio. Os materiais compósitos são constituídos de camadas de diferentes materiais, ou um material de alta resistência (fibra) embutido em outro material com a forma desejada (matriz). Estas uniões permitem obter características intermediárias entre os dois materiais, podendo inclusive ser projetada para o mesmo. Com isto, os materiais compósitos podem ter resistências específicas da mesma ordem ou maiores do que as ligas de titânio e alumínio, e com menos peso. Uma propriedade específica dos compósitos é que estes possuem características

heterogêneas e anisotrópicas, mudando de acordo com sua orientação. A maior parte das fibras utilizadas como carga em material compósito são de vidro, poli aramidas ou carbono, enquanto que as matrizes são fabricadas a partir de diferentes materiais poliméricos, dependendo da aplicação. A matriz mais comum é feita de resina epóxi.

Outra característica singular dos compósitos é o seu processo de fabricação. Apesar de existirem diversos processos, de maneira geral, os componentes apresentam uma das dimensões muito menor que as outras, formando laminados de diferentes formas, sendo limitadas apenas pelo molde.

3.3 Normas

A norma aeronáutica escolhida para este trabalho é a norma americana FAR 23. Outras normas de grande importância são a JAR 66 [EASA, 2013], norma da agência europeia de aviação (EASA) e a norma brasileira, RBAC 23 e 25 [ANAC, 2013]. Estas são muito parecidas, quando não igual em requisitos a FAR 23, que é a mais utilizada na indústria aeronáutica.

Dentro das divisões da norma adotada, os esforços sobre a estrutura são relacionados em termos de fatores de carga, sendo o esforço da própria estrutura para a aeronave em condição de voo plano ou em solo, multiplicado pelo fator correspondente de projeto. Este fator leva em conta todos os possíveis esforços, inclusive dinâmicos, para um cálculo estático. Isto permite o dimensionamento da aeronave em condições de manobras, uma vez que os carregamentos máximos da mesma referem-se ao fator de carga. Já em condições chamadas de solo, aonde ocorrem os esforços no trem de pouso, utiliza-se o uma variação do fator de carga, chamado fator de carga de solo, mostrado na tabela 3.1. Este fator existe tanto para condições estáticas quanto condições dinâmicas, impondo os fatores máximos e mínimos ao quais a aeronave poder ser sujeita, e não levam em conta o coeficiente de segurança do material, que deve ser de no mínimo 1,5.

Tabela 3.1: Fator de carga de solo

Tipo de Aeronave	N_{gear}
Bombardeiro	2.0-3.0
Avião comercial	2.7-3.0
Aviação geral	3.0
Caça militar	3.0-4.0
Caça da marinha	5.0-6.0

Diferentes condições de carregamento são especificadas para as diferentes disposições de trens de pouso, onde é necessário analisar todas as condições críticas. Por exemplo, para o tipo trem de pouso do tipo triciclo, as especificações críticas são para pouso nivelado, pouso com um trem traseiro (pouso lateral) e pouso com o trem dianteiro. O arrasto, em muitos casos, também deve ser considerado.

3.4 Esforços

Os principais esforços atuantes sobre os trens de pouso são provenientes do peso da aeronave, porém, de acordo com a norma aeronáutica FAR 23 [FAA, 2013], deve se considerar também o arrasto aerodinâmico do trem de pouso. Isto gera esforços de flexão e cisalhamento sobre a estrutura, podendo tornar-se crítico junto à fixação entre o trem e a aeronave. Os

esforços provenientes do peso da aeronave podem ser distribuídos igualmente entre as rodas ou atuantes em apenas uma roda, como em condições de pouso lateral. Estas condições são normatizadas, no caso da FAR 23, nas seções 23.485, 23.479 e 23.499.

Além dos esforços estáticos, devem ser considerados os esforços dinâmicos, bem como o amortecimento necessário pela estrutura do trem de pouso para não danificar a estrutura da aeronave. Os esforços dinâmicos são causados principalmente durante o pouso, aonde a energia cinética da velocidade vertical da aeronave deve ser inofensivamente dissipada. Segundo normas, esforços dinâmicos devem ser convertidos a um carregamento estático equivalente [FAR 23 seção 23.473 e 23.725 a 23.727], e ainda deve levar em conta a absorção de energia envolvida.

3.5 Método de Cálculo

Para que o trem de pouso possa ser projetado, todos os demais componentes da aeronave devem já estar estabelecidos em sua forma final, tornando o trem de pouso o último item do projeto [Sadraey, 2009]. A partir das configurações da aeronave, deve ser escolhida a disposição dos trens, e em seguida as características geométricas de altura, distância entre eixos e distância das rodas, para que se atendam as configurações de estabilidade, citadas no capítulo 3.1. Uma vez definidas, estas levam ao cálculo de esforços e dimensionamento da estrutura. Isto pode levar a um processo iterativo de otimização, uma vez que as dimensões afetam a estabilidade e os esforços na estrutura, que ao ser dimensionada, pode requerer maiores ou menores condições geométricas. Este problema pode se tornar um cálculo acoplado se uma das condições de geometria ou de estrutura for imposta.

A partir dos esforços calculados através dos subcapítulos referentes da FAR 23, a estrutura é então dimensionada para resistir aos mesmos. Para componentes em alumínio, o critério de von Mises é utilizado. No entanto para estruturas em compósito, utiliza-se o critério de Hoffmann, pois as diferenças das resistências nas diferentes direções do material devem ser consideradas.

3.5.1 Critério de Hoffmann

O critério de falha de Hoffmann, baseado no método de Tsai-Hill, propõe uma inclusão das diferenças entre as resistências compressivas e trativas no material, que para materiais compósitos pode ser elevada [Schellekens, 1989]. Para que não haja falha, segundo o método, os esforços devem estar contidos dentro de uma figura plana criada pela fórmula 3.1:

$$\frac{\sigma_x^2}{S_{1F}S_{1C}} + \frac{\sigma_y^2}{S_{2F}S_{2C}} + \left(\frac{\tau_{xy}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xz}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{yz}}{S_{23}}\right)^2 + \left(\frac{1}{S_{1F}} - \frac{1}{S_{1C}}\right)\sigma_x + \left(\frac{1}{S_{2F}} - \frac{1}{S_{2C}}\right)\sigma_y - \frac{\sigma_x\sigma_y}{S_{1F}S_{1C}} \leq 1 \quad (3.1)$$

Para balancear a segurança e a eficiência estrutural, adota-se no projeto que o valor das tensões dadas pro Hoffmann, devem ficar entre 0,9 e 0,95, para os componentes por ela dimensionados.

4. METODOLOGIA

4.1 Requisitos básicos

Como base para o projeto, foi utilizada a aeronave Sentinela da equipe Pampa de Aerodesign da UFRGS, construída em 2013, visto na figura 4.1. A aeronave apresenta características de asa alta, motor frontal, empenagem em T, compartimento com a estrutura em forma de treliça. A configuração que melhor responde aos critérios desejáveis e da competição é o trem de pouso do tipo triciclo, que possui fácil fabricação e bom desempenho de pista. Apesar das mudanças que ocorrem anualmente no regulamento da competição SAE Aerodesign, historicamente as aeronaves possuem a configuração de asa alta e compartimento treliçado, por proporcionar estabilidade e leveza, podendo ser utilizado como base para um trem de pouso, mesmo que este venha a ser utilizado em futuros projetos.



Figura 4.1: Aeronave Sentinela da equipe Pampa

Estas duas características são de grande importância para a definição geométrica do trem de pouso, uma vez que em aeronaves de asa alta, o peso em solo, e todas as reações geradas pelo trem de pouso devem ser passadas diretamente a estrutura do compartimento de carga. O atual compartimento de carga possui a largura de 200mm e comprimento de 400mm, com o CG da aeronave levemente deslocado a frente do centro geométrico do compartimento.

A fixação dos trens na fuselagem será dada pelas fixações do projeto anterior, uma vez que estes se provaram leves mas resistentes, sendo feitos em alumínio e unidos a estrutura por parafusos.

4.2 Cálculo da geometria

A partir da análise de estabilidade, seguindo [Mason, 1996], o trem frontal deverá suportar 12% do peso da aeronave, e o trem principal os 88% restantes. Estipulando que o trem dianteiro ficara 2,5 centímetros a frente do compartimento de carga, obtêm-se que o trem traseiro deverá tocar o solo 3 centímetros atrás do ponto do CG, obtendo uma distância entre os trens de 25,5 cm. O segundo aspecto importante referente à estabilidade é a distância entre as rodas do trem principal, as quais devem ficar afastadas o suficiente para que não haja tombamento da aeronave ao fazer a curva. A adoção de um afastamento das rodas traseiras em 48,9cm, permite a aeronave efetuar curvas com 10m de raio a 12m/s (velocidade logo abaixo ao estol), ou de forças centrípetas equivalentes. Senda a altura do CG em relação ao fundo do compartimento de carga de 13,6cm, e pressupondo a utilização de rodas de 8cm de diâmetro (tamanho usualmente

utilizado pela equipe), altura do CG pode ser fixada em 22,6cm, sendo 13,6 do compartimento de carga, 8cm de roda e 1cm de folga. As relações das distancias finais são mostradas na figura 4.2.

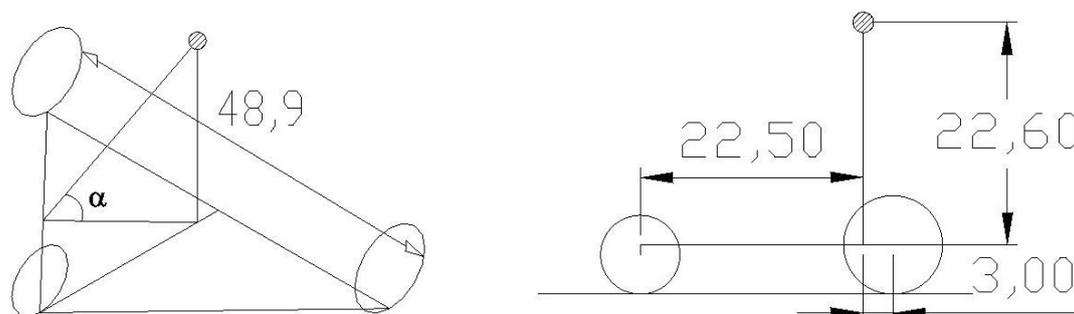


Figura 4.2: Relações geométricas do trem de pouso

4.3 Carregamentos Estáticos Segundo a FAR 23

A FAR 23 prevê, para este tipo de configuração (triciclo convencional), basicamente 3 condições de pouso: nivelado, somente com o trem principal e com lateralmente com o trem principal, descritos nas seções 23.481, 23.479, 23.485 e 23.499. A partir dos dados de geometria estipulados em 4.2 e do fator de carga(n), sustentação da asa(L) e fator K, a FAR 23, impõe as seguintes relações:

-Pouso nivelado: $V_r = (n-L) \cdot W \cdot a' / d'$ (4.1)

$$D_r = K \cdot n \cdot W \cdot a' / d' \quad (4.2)$$

$$V_r = (n-L) \cdot W \cdot b' / d' \quad (4.3)$$

$$D_r = K \cdot n \cdot W \cdot b' / d' \quad (4.4)$$

-Pouso com trem principal: $V_r = (n-L) \cdot W$ (4.5)

$$D_r = K \cdot n \cdot W \quad (4.6)$$

-Pouso lateral: $V_r = 1,33 \cdot W$ (4.7)

$$L_{ri} = 0,5 \cdot W \quad (4.8)$$

$$L_{ro} = 0,33 \cdot W \quad (4.9)$$

Onde V_r e D_r são as forças verticais e de arrasto atuando no componente, e L_{ri} e L_{ro} as forças laterais interna e externa.

Utilizando um fator de carga igual a 4, sustentação da asa de 0,66(máximo pela norma), fator de K 0,33 e fator de segurança de 1,5, e peso(W) de 17kg, temos então as condições de carga que devem ser consideradas, dispostas na tabela 4.1.

Tabela 4.1: Condições de carga

Pouso nivelado	Trem frontal	Força vertical: 187,82
		Força horizontal: 56,34
	Trem principal	Força vertical: 184,09
		Força horizontal: 55,22

Pouso com o trem principal	Força vertical: 278,01
	Força horizontal: 83,39
Pouso lateral	Força vertical: 221,8
	Força horizontal para dentro: 83,39
	Força horizontal para fora: 55,03

Pode-se notar, que para o trem dianteiro há apenas uma condição crítica, enquanto que para o trem principal, tem-se todas as 3 condições de análise.

4.4 Carga dinâmica segundo a FAR 23

Novamente seguindo a norma, temos que o fator dinâmico deve ser calculado indiretamente, através da energia que deve ser absorvida. A seção 23.473 diz que a velocidade de descida deve ser $v\left(\frac{m}{s}\right) = 21,45\left(W\left(\frac{kg}{m^2}\right)\right)^{1/4}$, enquanto a seção 23.725 que a altura de queda para teste deve ser de $h(cm) = 3,13\left(W\left(\frac{kg}{m^2}\right)\right)^{1/2}$. Isto leva aos valores 44,6m/s e 13,48cm. Como estas seções ditam que a velocidade de descida deve estar entre 2,13 e 3,05m/s e a altura de queda entre 23,3 e 47,5cm, toma-se 3,05m/s e 23,3cm como referência. Estes nos levam a uma energia equivalente de 38,93J para a queda e 78,96J para a descida, que devem ser absorvidos pelo trem de pouso principal. Esta análise deve ser feita preferencialmente por teste experimental.

4.5 Materiais utilizados

Os materiais escolhidos para o trem de pouso é o alumínio 5052 para o trem de pouso dianteiro, que tem alta resistência específica, pode ser facilmente usinado e tem baixo preço e mantém boa resistência a impactos. Já para o trem principal foi utilizado compósito em carbono-epóxi, que possui alta resistência específica, e permite a fabricação de laminados no formato de viga ou arco com facilidade. Também será utilizada uma borracha para amortecimento de impacto no trem dianteiro.

As propriedades consideradas para o compósito foram de $S_{1t}=600\text{Mpa}$ (resistência a tração), $S_{1c}=570\text{Mpa}$ (resistência a compressão) e $S_{12}=90\text{Mpa}$ (resistência ao cisalhamento). $E=70\text{GPa}$ para 0 e 90 e Coeficiente de Poisson=0,1.

Já para o alumínio, foi utilizado resistência ao escoamento de 160MPa, $E=70\text{GPa}$ e Coeficiente de Poisson=0,34

4.4 Trem principal

O trem principal teve a sua estrutura projetada segundo as relações geométricas da figura 4.2, tomando a forma da figura 4.3. Esta opção oferece a grande vantagem de não transferir esforços fletores para a estrutura, uma vez que esta foi projetada para os mesmos, e poderiam haver complicações estruturais. Duas restrições básicas foram utilizadas no dimensionamento do trem principal: a junção do eixo da roda deve ter 2 vezes o diâmetro do furo, e a seção ter aproximadamente a relação $b/h=3$, prevenindo seções que causariam problemas na fixação.

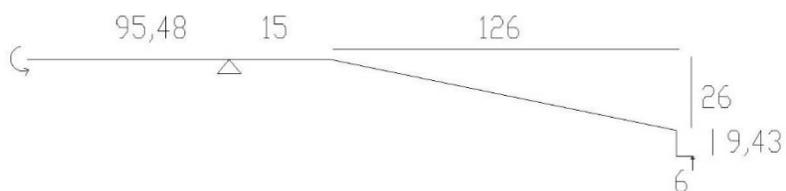


Figura 4.3: Modelo da estrutura principal

As tensões foram calculadas a partir das teóricas clássicas de mecânica dos sólidos, sendo o fletor calculado pela teoria de vigas de Euler-Bernoulli, o torçor a partir da torção de membros sólidos não circulares [Popov,2008] e cisalhante pela tensão cisalhante média, equações encontram-se abaixo:

$$\sigma_{xx} = \frac{M \cdot c}{I} \quad (4.10)$$

$$\tau_{max} = \frac{T}{abc^2} \quad (4.11)$$

$$\tau = \frac{V}{A} \quad (4.12)$$

Para o formato base do trem estipulado, foram então calculado os esforços resultantes dos carregamentos mais expressivos. A estrutura foi modelada a partir da teoria de vigas, utilizando seu eixo de simetria e a pressuposição de que a união permite rotação no eixo do maior momento fletor, como simplificação. Os resultados dos esforços obtidos analiticamente encontram-se nas figuras 4.4 e 4.5 para pouso lateral e figuras 4.6 para pouso tocando o solo diretamente com o trem principal.

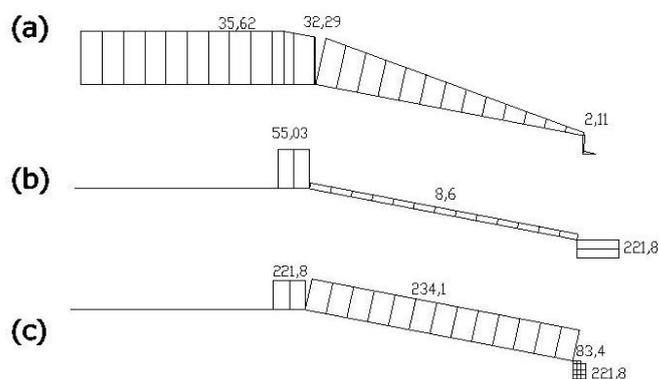


Figura 4.4: Momento fletor(a), cisalhante(b) e cortante(c) em pouso lateral com força agindo para fora.

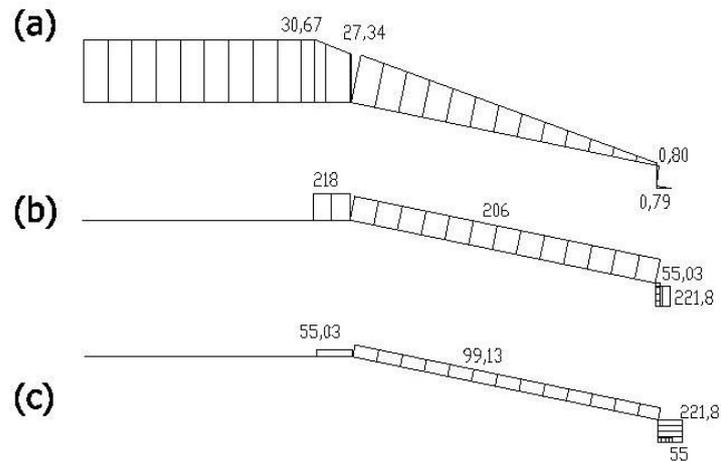


Figura 4.5: Momento fletor(a), cisalhante(b) e cortante(c) em pouso lateral com força agindo para dentro.

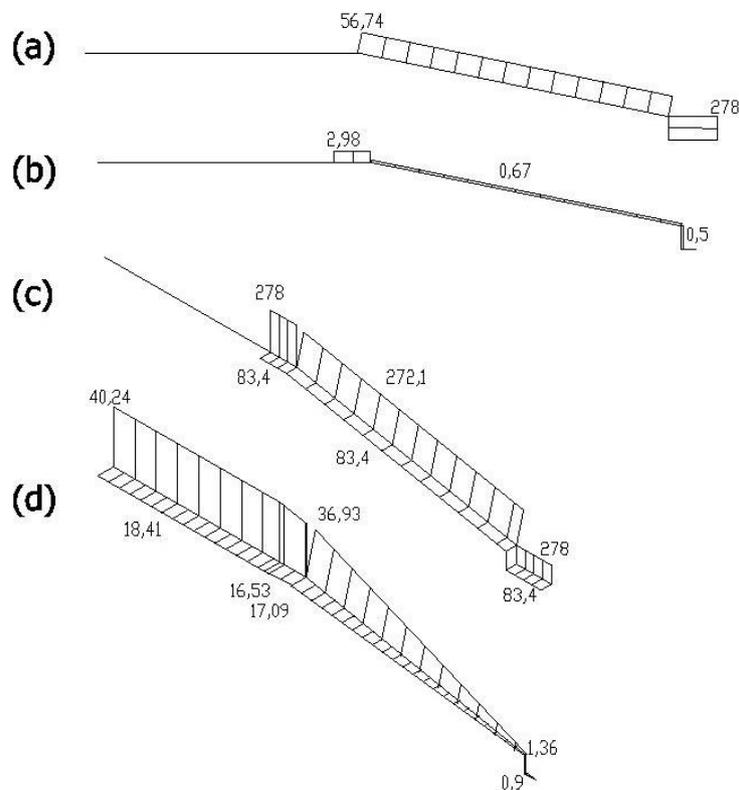


Figura 4.6: Esforços axiais(a), torções(b), cortantes(c) e fletores(d) em pouso nivelado.

A partir destes esforços, foi analisado que o ponto mais crítico da estrutura está no apoio vertical, sendo assim o principal ponto de análise. Outros pontos analisados foram a curvatura menor, perto da roda e a junção roda e eixo, devido ao concentrador de tensões causado pelo furo. Os pontos analisados juntamente ao apoio podem ser vistos na figura 4.7. Como citado anteriormente, foi adotado o critério de falha de Hoffmann, pois leva em consideração a diferença de resistências nas direções dos em materiais compósitos.

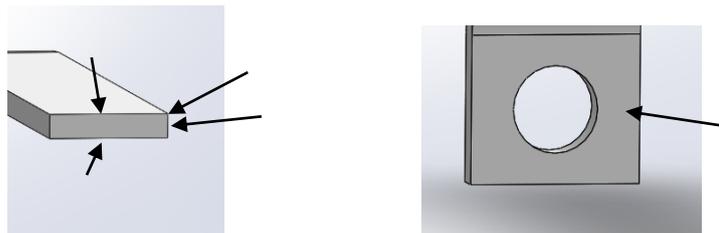


Figura 4.7: Pontos de análise

Foram testados propriedades de compósitos carbono/epóxi em $0/90^\circ$ e UD. O primeiro apresentou melhores resultados, devido aos carregamentos distintos, sendo utilizado para o dimensionamento.

4.5 Trem dianteiro

O trem dianteiro possui algumas características próprias, como uma angulação de aproximadamente 8 graus na parte inferior, para melhor controle com as rodas, as quais optou-se por ligar diretamente ao eixo do trem através de uma estrutura em formato de gancho, que possui simples construção.

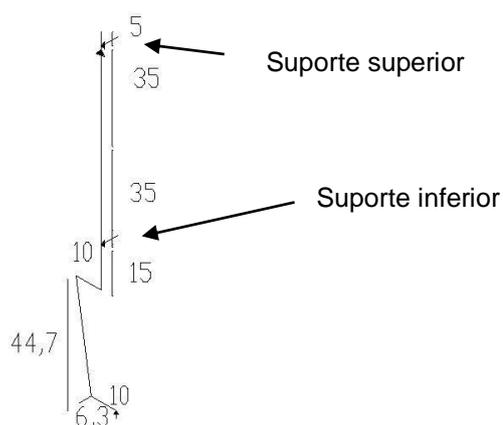


Figura 4.8: Modelo do trem dianteiro

De forma análoga ao trem principal, o trem dianteiro foi modelado de acordo com a teoria de vigas. Ambos suportes servirão como mancais, com reações horizontais, mas somente o suporte superior terá reação vertical, permitindo espaço ao amortecimento. Os esforços encontrados estão demonstrados na figura 4.9.

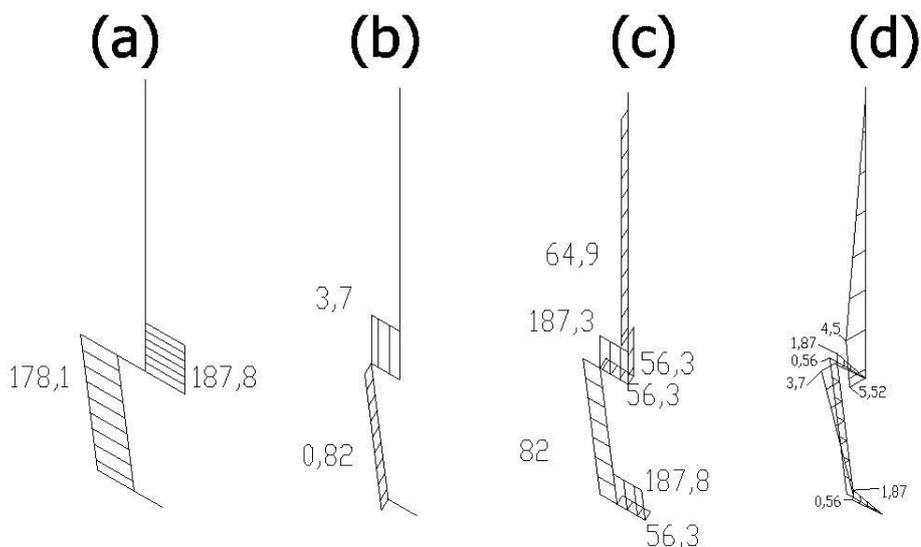


Figura 4.9: Esforços axiais(a), torçores(b), cortantes(c) e fletores(d) no trem dianteiro.

Novamente, foi efetuada a análise de esforços nos pontos de maior solicitação, aos quais o trem foi dimensionado, a partir do critério de von Mises, como anteriormente citado. Os pontos de maiores esforços foram encontrados junto ao suporte inferior, aonde há junção dos quatro tipos de esforço.

5. RESULTADOS

A partir dos esforços acima indicados, e através dos pontos críticos das estruturas, efetuou-se então o dimensionamento.

O trem dianteiro necessita de uma seção com 6,2mm de diâmetro, dificilmente encontrado comercialmente, mas facilmente usinado. A partir disto, também proveu-se um suporte invertido na forma de cone, para que seja feita a união entre o eixo e o suporte por um material de amortecimento. Seguindo [Currey, 1988], este material deve possuir dureza entre 40A e 50A, para que para a carga da aeronave, sofra deflexão de aproximadamente 1,3mm, absorvendo a energia, e dissipando parte da mesma, para que não danifique o trem dianteiro.

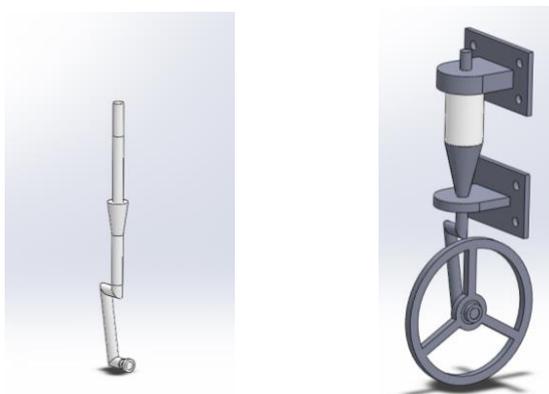


Figura 5.1: Formato final do eixo do trem dianteiro(esquerda) e montagem(direita)

O amortecimento no trem dianteiro é uma necessidade histórica neste tipo de aeronave, e ponto crítico de falha, uma vez que estas ficam sujeitas a cargas de impacto, mas estão travadas para poder dar estabilidade a aeronave, sofrendo assim, falha mecânica por não conseguir absorver ou transmitir a energia.

As uniões do trem dianteiro e traseiro, assim como as rodas e seus eixos, foram adaptadas de projetos anteriores da equipe. O trem principal final foi dimensionado com uma seção quadrada de 20mm de base com espessura 6mm. Os 20mm de base não são totalmente necessários em toda estrutura, mas como devem ser utilizados entre os apoios e nas pontas, e por facilidade de construção, optou-se por um perfil contínuo. Esta continuidade pode não ser eficiente no requisito de peso, porém é muito mais vantajosa durante a construção, pois simplifica a geometria. Também foram adicionados filetes na estrutura, para que haja menor risco de concentração de tensão e de haver delaminação das camadas externas de fibra por excesso de tensão. O formato final do trem traseiro pode ser visualizado na figura 5.2:

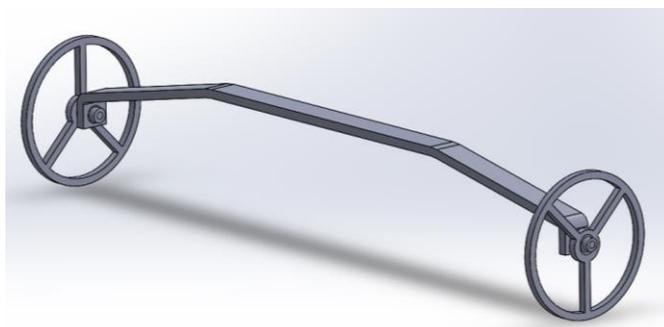


Figura 5.2: Trem principal

Uma possível melhoria seria a retirada de material da estrutura para eliminar peso, porém o ganho seria baixo. O peso das estruturas se encontram na tabela:

Tabela 5.1: peso das estruturas

Roda dianteira	19,3g
Roda traseira	25,5g
Estrutura traseira	34,6g
Suporte traseiro	8,2g
Suporte dianteiro	14,8g
Eixo dianteiro	18g
Amortecimento	3g
Total	191,7g

O peso total do trem de pouso é muito menor que os já utilizados pela equipe, chegando a ser 2/3 da estrutura do trem principal de anos anteriores, proporcionando uma grande ganho em peso total na aeronave.

6. CONCLUSÃO

Neste trabalho foi proposta uma configuração para o trem de pouso de uma aeronave radio-controlada, segundo requisitos de projeto e pesquisa bibliográfica dos diferentes tipos desta estrutura, onde foi escolhido o trem de pouso do tipo triciclo.

Uma vez definido o trem de pouso foi realizado o dimensionamento de suas partes, o trem de pouso principal e dianteiro, segundo a norma aeronáutica FAR 23.

O dimensionamento foi efetuado considerando um coeficiente de carga em solo de 4,0, escolhido por ser utilizado em aeronaves com grande esforços estruturais, e um coeficiente de segurança de 1,5, equivalente a 66% da tensão da tensão admissível do material.

Como resultado o trem de pouso pesa 191,7g, e é de fácil construção, podendo ser construído com os materiais já encontrados sem dificuldades técnicas.

Como trabalhos futuros, sugere-se que o este seja construído e testado segundo as indicações da norma FAR 23. Caso haja necessidade de ajustes devido a falhas não previstas, este pode ser verificado através de método numéricos que são capazes de incorporar efeitos geométricos não considerados aqui, como concentradores de tensão, uniões e outros.

BIBLIOGRAFIA

Administration, F. A. (n.d.). Federal Aviation Regulation. **Part 23 Airworthiness Standards.**

Agencia Nacional de Aviação Civil. (2013). **RBAC.**

Currey, N. S. (1988). **Aircraft Landing Gear Design.** Washington DC: AIAA.

European Aviation Safety Agency. (2013). **Joint Aviation Requirements Part 66.**

F.A.A - Federal Aviation Administration. **F.A.R. 23 Federal Aviation Regulations Part 23 - Airworthiness Standards: Normal, Utility Acrobatic and Commuter Category Airplanes.** Special Federal Aviation

Jones. R. M. (1999). **Mechanics of Composite Materials.** Philadelphia: Taylor & Francis.

Kundu, A. K. (2010). **Aircraft Design.** Cambridge: Cambridge University Press.

Mason, W. H., & Chai, S. T. (1996). **Landing Gear Integration in Aircraft Conceptual Design.** Virginia: NASA Ames Research Center/Virginia Polytechnic Institute and State University.

Politecnico di Milano. (2004). **Aircraft Systems - Lecture Notes.** Milano: Politecnico di Milano.

Popov, E. P. (1978). **Introdução à Mecânica dos Sólidos.** Blucher.

Rymer, D. P. (1992). **Aircraft Design: A Conceptual Approach.** Washington, DC: AIAA.

Sadraey, M. (2009). **Aircraft Performance Analysis.** Wiley Publications.

Schellekens, J. C. J. et al. (1989). **The Use of the Hoffman Yield Criterion in Finite Element Analysis of Anisotropic Composites.** Delft University of Technology.

Zarichta, C. (2005). **Projeto de um Trem de Pouso do Tipo "Wittman" em Lamina de Material Composto.** Unifersidade Federal do Rio Grande do Sul.

