

## ESTUDO DA RESISTÊNCIA MECÂNICA, POR DROP TEST, DE RODAS DE ALUMÍNIO E NYLON PARA UMA AERONAVE DO TIPO AERODESIGN.

*Layane Acadias Alves Basílio Padre, Francisco Edson Nogueira Fraga.*

**Resumo:** No presente trabalho, foi feito uma análise acerca do dimensionamento das rodas de uma aeronave para o *aerodesign*, visando encontrar o melhor material para utilização em uma aeronave para a competição SAE BRASIL *AeroDesign*. Adotou-se um ensaio do tipo *Drop Test* para comparação de desempenho entre diferentes matérias. Foram comparadas a liga de alumínio 6061-T6 e o polímero Nylon 6.6/6, ambos escolhidos com base no preço, disponibilidade local e propriedade mecânicas compatíveis para a aplicação. Para a realização dos ensaios, foi construída uma bancada de testes para realizar os ensaios *Drop Test*. Nesse teste, os materiais em questão foram analisados de acordo com a maior resistência e menor massa, tendo em vista que um dos objetivos de um *Aerodesign* é a eficiência estrutural completa de um avião. A partir dos dados do ensaio, o dimensionamento do componente se mostrou validado. Para os dimensionamentos realizados neste trabalho, o material selecionado foi a liga de alumínio 6061-T6 por ser mais leve e ter uma maior resistência. Os ensaios, juntamente com os cálculos, mostraram que esse componente da aeronave pode ainda ter sua massa reduzida a partir de estudos referentes à alívios de massa do componente.

**Palavras-chave:** *Drop Test* ; *Aerodesign* ; Tecnyl®; Alumínio; Rodas.

---

## 1. INTRODUÇÃO

Um dos mais importantes componentes de uma aeronave é o conjunto trem de pouso/rodas, inclusive no projeto de um *Aerodesign* que, apesar de não transportar passageiros, também é uma aeronave projetada visando eficiência estrutural. Portanto, a escolha do material utilizado na confecção desses componentes deve ter um estudo detalhado acerca de características dos materiais como massa e resistência. O trem de pouso e rodas tem uma função essencial na estrutura de uma aeronave, tanto na decolagem quanto no pouso. Esse componente é o responsável no auxílio do movimento de corrida de decolagem, onde a aeronave deve ter uma estabilidade para ganhar velocidade suficiente para alçar voo. Já para a aterragem, este componente, juntamente com o trem de pouso, é o responsável por receber o primeiro impacto com solo, tendo que suportar grandes forças atuando diretamente em sua estrutura e consequentemente transmitir a energia de impacto de forma suave para o restante do corpo da aeronave [1,2].

Considerando um protótipo para participar da competição SAE BRASIL *AeroDesign*, deve-se, portanto, levar também em consideração os parâmetros de projeto impostos pela SAE BRASIL. Esta competição é um desafio para estudantes dos cursos de engenharias e áreas afins, que visa desenvolver o conhecimento prático e aplicação da teoria antes de ingressar no mercado de trabalho [3].

Como o principal objetivo da aeronave é eficiência estrutural, a escolha entre estes materiais é feita baseada em sua massa, resistência e tenacidade [4,5]. Atualmente a Equipe PegAzuls *Aerodesign* utiliza um polímero para confecção das rodas, o Nylon 6.6/6, comercialmente conhecido como Tecnyl®, mesmo material utilizado por diversas outras equipes. Mas, nas competições mais recentes tem-se observado, por parte de algumas equipes, a mudança do material da roda para alumínio. Visto isso, e que o desgaste do material atual vem diminuindo a eficiência do componente, podendo acarretar falhas avaliou-se neste trabalho a possibilidade de realizar a permuta para uma liga de alumínio. Para isso, foram realizados ensaios e testes que permitiram comprovar dimensionamentos teóricos e os estudos feitos acerca do componente. Visto a importância da realização de testes, propõe-se um *drop test*, para análise de variáveis que influenciam na escolha dos materiais mais eficientes [6].

O *drop test*, consiste em soltar verticalmente uma estrutura, onde as rodas serão fixadas e a carga máxima da aeronave será replicada. Esse ensaio vem sendo cada vez mais utilizado por diversas equipes da competição *aerodesign* para a validação de seus dimensionamentos do componente trem de pouso e vem se mostrando eficaz. [7]. Para captar os dados acopla-se um acelerômetro e, a partir disso, é possível analisar o desempenho dos materiais e realizar a comparação dos mesmos.

O objetivo dimensionar a espessura da roda e realizar o teste para verificar qual material se mostraria mais eficiente, apresentando o melhor desempenho na análise a fim de adotar o material mais resistente e mais leve.

## 2. DESENVOLVIMENTO

As cargas no trem de pouso são de grande importância no projeto de uma aeronave, pois o mesmo estará condicionado a receber toda a carga do avião no momento do pouso [1,8]. Para momentos críticos de pouso foram calculadas as forças que atuaram sobre ele, permitindo assim, um dimensionamento estrutural que venha a atender os esforços solicitados. Para que seja possível dimensionar a roda, ensaiá-la e escolher o material mais apropriado, diversos fatores aerodinâmicos, características como área de asa e peso do avião foram considerados. Com base nestas considerações e nas forças calculadas, que atuam diretamente na roda, foram estabelecidos os parâmetros para a realização dos ensaios.

### 2.1. Dimensionamento das forças atuantes

Inicialmente, fez-se necessário encontrar as forças que estariam atuando sobre a roda, usando do artifício de norma. Existem três tipos possíveis de aterragem: sobre três rodas, sobre duas rodas e a mais crítica sobre uma roda [8]. Afim de garantir um dimensionamento seguro e com menores chances de falha, escolheu-se o tipo de aterragem mais crítica, onde o avião pousa em apenas uma de suas rodas, como visto na Figura 1, sofrendo um impacto maior que em um pouso sobre três rodas.

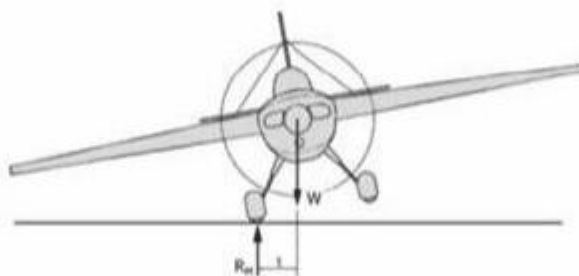


Figura 1. Pouso em uma das rodas. (JAR-VLA 479)

As cargas atuantes no trem de pouso no momento crítico de pouso são dadas pelas Equações (1), (2) e (3).

$$V_r = (n - L)W \quad (1)$$

$$D_r = nKW \quad (2)$$

$$S_r = 0,5 D_r \quad (3)$$

Onde  $W$  (N) é peso total da aeronave,  $n$  é o fator de carga máximo,  $L$  é a constante de relação peso-sustentação e  $K$  é a constante de proporção de força atuando na roda,  $V_r$  é a carga vertical,  $D_r$  é a carga horizontal e  $S_r$  a carga lateral. Os valores de  $L$  e  $K$  são tabelados [8]. Com isso obteve-se os dados mostrados na Tabela 1.

Tabela 1. Cargas atuantes na roda. (Autoria própria)

| Cargas     | (N)    |
|------------|--------|
| Vertical   | 216,70 |
| Horizontal | 27,03  |
| Lateral    | 14,05  |

### 2.2. Dimensionamento da roda

Para o dimensionamento da roda foram feitas algumas modulações, sendo elas de acordo com [9] para Equação de flambagem (4) e Equação de flexão (6). Desse modo, através de simplificação da roda para a análise de flambagem tem-se a roda como uma coluna engastada, onde o engaste está no eixo da roda e a outra extremidade está livre. E para a análise de flexão tem-se a roda com uma viga engastada, onde o engaste está no eixo da roda e a extremidade é livre. As Figuras 2, 3 e 4 mostram o diagrama de corpo livre para flambagem e flexão.

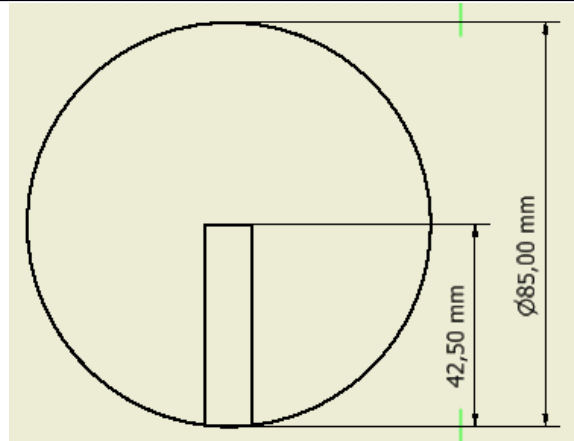


Figura 2 (a). Modulação da estrutura da roda. (Autoria própria)

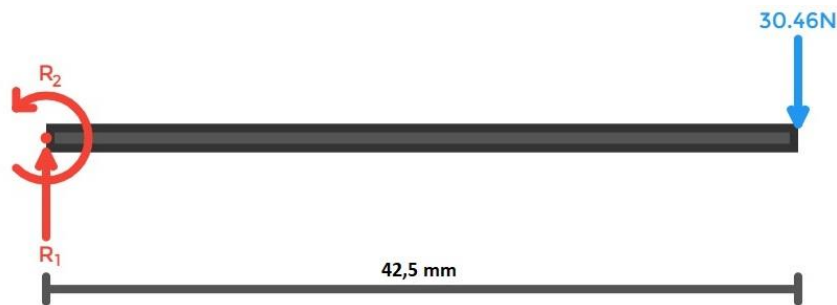


Figura 3. Viga analisada. (Autoria própria)

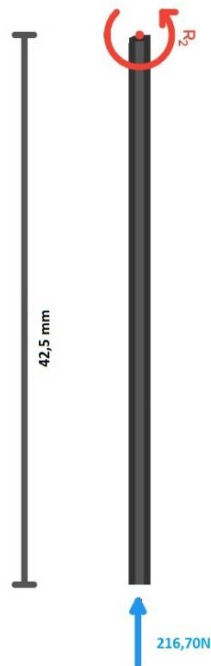


Figura 4. Coluna analisada. (Autoria própria)

Usando a Equação (4) da carga crítica e rearranjando-a na Equação (5) é possível obter a espessura da roda, desde que conheça a carga atuante, o diâmetro da roda e o material do componente. As cargas são conhecidas assim com os materiais a serem testados, que são o Nylon 6.6/6, mais conhecido como Tecnyl ©, e o alumínio 6061-T6.

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{(KL)^2} \quad (4)$$

$$b = \frac{P_{cr} (KL)^2 12}{\pi^2 E h^3} \quad (5)$$

Onde,  $P_{cr}$  (N) é a carga crítica atuante na vertical,  $E$  (MPa) é o módulo de elasticidade,  $I$  (mm<sup>4</sup>) é o momento de inércia,  $K$  o coeficiente de comprimento efetivo,  $L$  (mm) é o comprimento da coluna.

O diâmetro da roda foi informado pela Equipe PegAzuls *Aerodesing* tendo um valor de 85mm que foi obtido a partir da análise do atrito com o solo e o arrasto gerado. Dessa forma, obteve-se as espessuras “b” para as rodas tanto de Tecnyl® quanto de alumínio para a flambagem, que são vistas na Tabela 2.

Tabela 2. Dados de análise de flambagem. (Autoria própria)

|              | Nylon 6.6/6 | Alumínio 6061-T6 |
|--------------|-------------|------------------|
| Vertical (N) | 216,70      | 216,70           |
| K            | 2           | 2                |
| L (mm)       | 42,50       | 42,50            |
| h (mm)       | 42,50       | 42,50            |
| E (MPa)      | 70000       | 3300             |
| b (mm)       | 7,51E-03    | 3,54E-04         |

Considerando os valores mínimos de b, uma falha por flambagem não irá ocorrer em uma roda com espessura que seja possível fabricar com os recursos disponíveis nos laboratórios da UFERSA. Mas, para além da flambagem, é preciso analisar a flexão do material. Portanto, optou-se por fazer um dimensionamento de uma “viga simples”, como visto na Figura 3, que se aproximaria mais da peça para fabricação e suportaria os esforços.

Dessa forma, utilizando a Equação (6) da tensão de flexão [9] e rearranjando na Equação (7) foi possível encontrar as espessuras para cada material, que são vistas na Tabela 3.

$$\sigma = \frac{Mc}{I} \quad (6)$$

$$e = \sqrt{\frac{F \cdot r \cdot 12}{\sigma_{adm} \cdot d \cdot 8}} \quad (7)$$

Onde,  $M$  (N.mm) é momento fletor máximo,  $d$  (mm) é o diâmetro,  $F$  (N) é a força resultante das cargas lateral e horizontal,  $r$  (mm) é o raio,  $e$  (mm) é a espessura e  $\sigma_{adm}$  (MPa) a tensão de flexão admissível.

Tabela 3. Dados de análise de flexão. (Autoria própria)

|                      | Nylon 6.6/6 | Alumínio 6061-T6 |
|----------------------|-------------|------------------|
| d (mm)               | 85,00       | 85,00            |
| r (mm)               | 42,50       | 42,50            |
| F (N)                | 30,46       | 30,46            |
| $\sigma_{esc}$ (MPa) | 90,00       | 240,00           |
| FS                   | 2           | 2                |
| $\sigma_{adm}$ (MPa) | 45,00       | 120,00           |
| e (mm)               | 1,43        | 0,87             |

De posse dos valores da espessura e das rodas, o passo seguinte foi confeccioná-las. Contudo, alguns fatores contribuem para o aumento da espessura da roda, como a viabilidade de fabricação das mesmas, já que para espessuras menores as peças ficariam danificadas pelo processo de usinagem no torno mecânico manual e o fato de que rodas com espessuras muito pequenas podem gerar atrito insuficiente para a corrida de decolagem. Com auxílio técnico, as rodas foram usinadas, ficando então como 2mm para o alumínio e 4mm para o Tecnyl®, sendo essas as menores espessuras possíveis de fabricar, vistas nas Figuras 5 e 6.

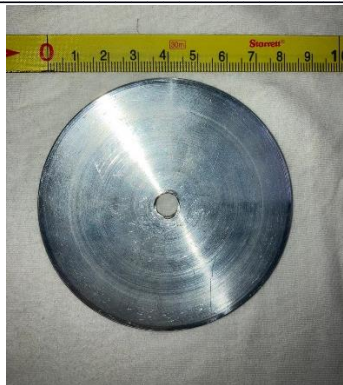


Figura 5. Roda de alumínio 6061-T6. (Autoria própria)



Figura 6. Roda de Nylon 6.6/6 (Tencnyl). (Autoria própria)

### 2.3. Drop test

O *Drop test* consiste em abandonar o protótipo de uma altura obtida por meio de normas e verificar por meio de sensores o comportamento do componente durante o impacto com o solo. A partir desse teste os materiais são analisados e os dimensionamentos validados. [7,10]

$$h = 3,6 \left( \frac{W}{S} \right)^{1/2} \quad (8)$$

Para obter esse valor da altura  $h$  (cm) será necessário conhecer o peso da aeronave  $W(kg)$  e a área da asa  $S(m^2)$ , de acordo com [9] é calculada a partir da Equação (8), visto na Tabela 4.

Tabela 4. Calculo da altura do *Drop Test*. (Autoria própria)

|                    |       |
|--------------------|-------|
| W (kg)             | 22,50 |
| S(m <sup>2</sup> ) | 1,67  |
| h (cm)             | 39,45 |

O sensor usado foi um acelerômetro Adxl345 da KeyStudio com o auxílio de um Arduino® e um protoboard, sendo acoplado diretamente na roda, como visto nas Figuras 7 e 8. A partir dos dados de aceleração máxima será possível calcular a carga real atuante sobre as rodas [7]. Com isso, as análises acerca da comprovação do dimensionamento e da escolha do melhor material serão feitas.

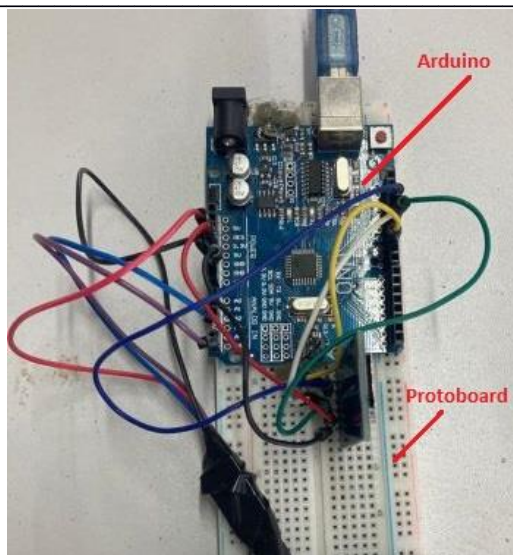


Figura 7. Protoboard e Arduino. (Autoria própria)

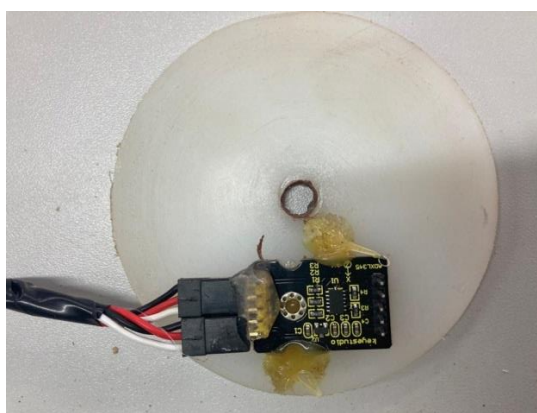


Figura 8. Roda de Nylon 6.6/6, com o acelerômetro acoplado. (Autoria própria)

A norma recomenda que os testes sejam realizados com o avião, mas por ser um ensaio potencialmente destrutivo, pode-se utilizar de um protótipo semelhante a aeronave, já que existem considerações feitas acerca da área da asa na Equação (8) que contornam tal condição [6,10]. O protótipo foi idealizado para que tivesse uma fácil construção e para reutilização de materiais disponíveis no laboratório de aerodinâmica. Com isso, utilizando o software de desenho SolidWorks®, foram geradas as plantas vistas na Figura 9.

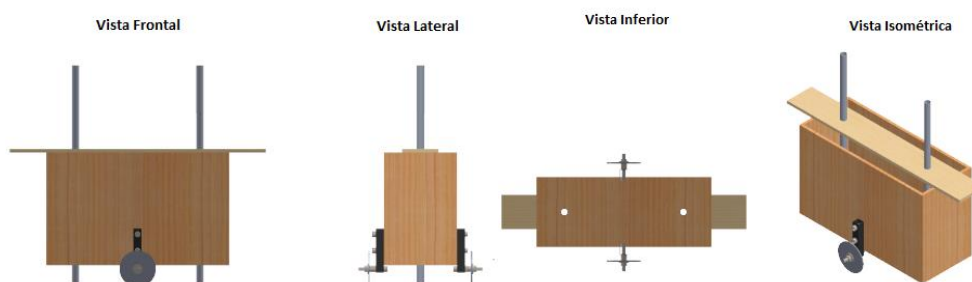


Figura 9. Vistas do protótipo. (Autoria própria)

A carga utilizada para o ensaio foi a carga usada na aeronave utilizada em 2020 sendo ela, somada ao peso da estrutura do protótipo, igual a carga paga + peso vazio do avião, obtendo a carga total do avião MTOW = 17,600kg. Na Figura 10 é possível observar a carga paga.



Figura 10. Carga paga de ensaio. (Autoria própria)

O ensaio foi realizado no laboratório de aerodinâmica, localizado na UFERSA. A Figura 11 mostra a realização do ensaio. Para cada material o ensaio foi repetido 3 vezes para assegurar a coerência dos dados.



Figura 11. Realização do Drop Test. (Autoria própria)

## 2.4. Resultados e Discussões

A partir dos dados obtidos com o ensaio *Drop Test* foi visto que ambos os materiais suportaram as cargas de impacto. Nas Figuras 12 e 13 é possível observar que nos três testes, para cada material, foram obtidos valores semelhantes de carga máxima de impacto sofrido pelo componente roda, sendo aproximadamente 500N para o alumínio e 440N para o Nylon, mostrando a confiabilidade dos dados. A divergência de tempo vistas nos gráficos se dão devido ao fato de que o protótipo foi liberado em segundos diferentes pois a queda do mesmo foi realizada manualmente. Cada pico visto nos gráficos corresponde ao primeiro e principal impacto da roda com o solo, onde ocorre a maior aplicação de força no componente. As variações mais baixas de força são causadas pelo quique que a estrutura dá por ter sido liberada em queda livre, não fazendo intervenção no resultado final.

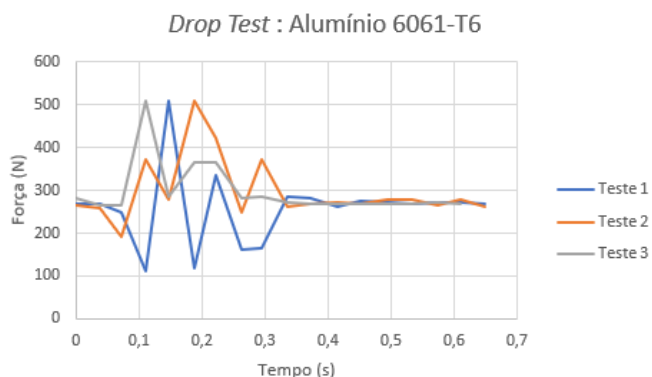


Figura 12. Gráfico de resultados do Drop Test Alumínio. (Autoria própria)



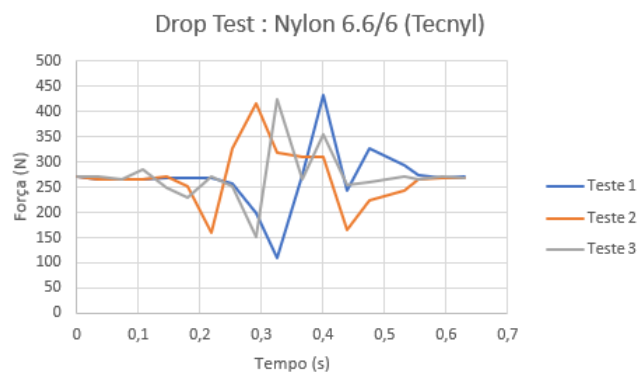


Figura 13. Gráfico de resultados do *Drop Test* Tecnyl®. (Autoria própria)

Como já explicado, um material ideal é aquele que permitirá o componente ser o mais leve possível e que resista aos esforços aos quais estará submetido. De acordo com o ensaio ambos os materiais, Tecnyl® e Alumínio, estão aptos para utilização no componente. Com tudo, partindo para a análise de massa obteve-se os dados mostrados na Tabela 5.

Tabela 5. Massa das rodas. (Autoria própria)

| Rodas    | Quantidade | Massa Total (g) |
|----------|------------|-----------------|
| Tecnyl ® | 2          | 87,08           |
| Alumínio | 2          | 83,98           |

O alumínio se mostrou mais leve que o Tecnyl®. A equipe, hoje, utiliza rodas de Tecnyl®, sendo a massa de aproximadamente 87g para apenas uma roda. Dessa forma a escolha do alumínio trará uma redução de massa de cerca de 50%. Fazendo ainda uma comparação de preço dos materiais, um tarugo de Tecnyl® com diâmetro 100mm x 25cm de comprimento custa cerca de cento e cinquenta reais, já o tarugo de alumínio com as mesmas dimensões custa cerca de oitenta e cinco reais. Diferença essa, considerável na hora da escolha do material. Além disso, considerando o valor de tensão de escoamento do alumínio, é possível projetar grandes alívios de massa para o componente levando-o a ser mais leve e continuar resistindo aos esforços atuantes. Quando em comparação com a tensão de escoamento do Tecnyl®, é possível perceber que os alívios de massa possíveis serão menores, dessa forma o alumínio continuará sendo mais leve e tendo uma maior resistência. Para ambos os materiais ainda se tem uma boa margem de segurança devido à condição de fabricação imposta que apenas permite espessuras maiores que as calculadas de acordo com [9], que foram definidas no início desse trabalho.

---

### 3. CONCLUSÕES

- A construção da bancada de ensaio Drop Test se mostrou satisfatória para a realização do teste e obtenção de dados necessários para a análise de desempenho dos materiais.
- Os dimensionamentos feitos para ambos os materiais foram validados através do ensaio Drop Test.
- As análises de resistência e redução de massa do componente permitem afirmar que é possível substituir o Tecnyl® pela liga de alumínio testada.

---

#### **4. AGRADECIMENTOS**

Ao professor Edson Fraga, por ter sido meu orientador e ter desempenhado tal função com dedicação e amizade.

Ao professor Luis Morão, pelo fornecimento do espaço do laboratório para a realização do ensaio.

Ao servidor Euclides pela disponibilidade para auxiliar na fabricação das peças utilizadas no trabalho.

Ao colega Clinton Noberto, pela ajuda nos procedimentos do ensaio.

A todos da Equipe PegAzuls, pelo fornecimento de dados e materiais que foram fundamentais para o desenvolvimento da pesquisa que possibilitou a realização deste trabalho.

---

## 5. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] RODRIGUES, L. E. M. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica: Aplicações ao Projeto SAE *AeroDesign*. Volume Único. Ed rev. IFSP. São Paulo. 2011.
- [2] RAYMER, D. P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach. Third Edition AIAA – American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 1999.
- [3] TÉCNICA, C. Regulamento 22ª Competição SAE BRASIL *Aerodesign* 2020. São José do Campos – SP. 2020.
- [4] PAZMANY, L. *Light Airplane Design* – San Diego, California, 3ª Ed, 1963.
- [5] NIU, M C-Y. *Airframe Structural Design*. Second Printing, - Hong Kong Conmilit Press LTD, 1989.
- [6] ISCOLD, P. Introdução as cargas nas Aeronave. EE UFMG, Centro de Estudos Aeronáuticos. 2011.
- [7] MORAES, F. A. B. D. ETAPAS DE DIMENSIONAMENTO DE TREM DE POUSO TRICICLO PARA AERONAVES RADIO CONTROLADAS SAE AERODESIGN. UFV-MG. 2019.
- [8] JAR-VLA 479. *Level landing conditions*. 1990.
- [9] HIBBILER, R.C. Resistência dos materiais. 7 ed. São Paulo. 2010.
- [10] FAR – Part 23 *Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic and commuter*.