

DIMENSIONAMENTO DE TREM DE POUSO PRINCIPAL DE AERONAVE RÁDIO CONTROLADA UTILIZANDO-SE DE PROGRAMAÇÃO EM PYTHON

Gabriel Felipe Leite Marques¹, Fernanda Alves Ribeiro², Daut De Jesus Nogueira Peixoto Couras³

Resumo: Este estudo visa tornar o processo de dimensionamento de um trem de pouso de um VANT mais rápido, reduzindo o tempo demandado para fazer os cálculos de um trem de pouso de modelo triciclo, substituindo cálculos analíticos usando calculadoras ou planilhas. Servindo como ponto inicial para futuras implementações de engenharia aeronáutica e áreas afins que utilizem de processos de Multidisciplinary design optimization (MDO) que consiste em um programa de projeto que visa resolver problemas entre diversas disciplinas, o qual serão utilizados no aerodesign e seus projetos. O modelo a ser utilizado considera o trem de pouso como viga e coluna utilizando dos conceitos adquiridos nas disciplinas adquiridas durante o curso, sendo somente um cálculo inicial, o qual pode ser aprimorado com uma simulação usando Método dos Elementos Finitos (MEF) e depois deve ser validado por meio de ensaios estruturais.

Palavras-chave: Aerodesign ; Python; Mecânica; Aeronáutica.

1. INTRODUÇÃO

O dimensionamento de um trem de pouso de um aerodesign é uma atividade que pode demandar muito tempo se for feito de forma analítica, principalmente por pessoas que nunca executaram anteriormente. Dentro do contexto que demanda velocidade, segurança e precisão na entrega de resultados que é a indústria.

Para não demandar tanto tempo no processo de dimensionamento, foram desenvolvidas programações utilizando da linguagem de programação Python que é de fácil entendimento, nela foram transformados todos cálculos que antes demandavam muito tempo dos membros do subsistema de Estruturas. A programação permite com que novos membros possam realizar todo dimensionamento, depois fazer a transição para um software de simulação e por fim a validação dos cálculos por meio de ensaios estruturais.

Os dimensionamentos foram feitos considerando o trem de pouso na configuração triciclo [1, 2], estando diretamente relacionado com a configuração já desenvolvida em projetos anteriores, a escolha foi feita a fim de permitir reaproveitamento deste trabalho para evolução do projeto. O componente desenvolvido depois será comparado com o feito em planilhas eletrônicas e validado por meio de ensaios a fim de identificar possíveis erros.

2. METODOLOGIA DE ENGENHARIA

A fundamentação teórica usou de conceitos de física, engenharia mecânica e engenharia aeronáutica [3, 4], sendo feito um modelo simplificado do dimensionamento de um trem de pouso, sem a presença de suspensões, amortecimentos ou configurações diferentes, sendo dimensionado como seção transversal retangular de forma a aproveitar o momento de inércia do componente, contudo atendendo os requisitos do projeto.

2.1. Diagrama de corpo livre

O trem de pouso foi modelado como viga engastada-livre, dado que os movimentos de translação e rotação são bloqueados em regiões próximas da asa, enquanto a outra seção, a que compreende as rodas, é livre para se deslocar sem qualquer restrição relevante. A Figura 1, é um modelo feito no SolidWorks com suas condições de contorno inclusas, e a Figura 2 é o componente e seu Diagrama de Corpo Livre (DCL).



Figura 1. Trem de pouso e suas condições de contorno. (Autoria própria)

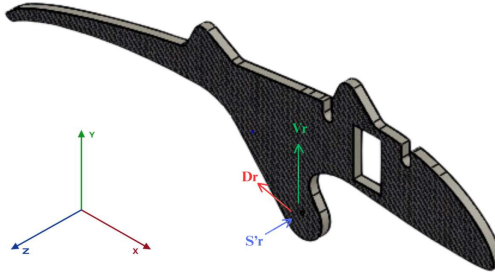


Figura 2. DCL do trem de pouso principal. (Autoria própria)

Onde:

- Vd = Força vertical
- Dd = Força frontal
- $S'r$ = Força lateral

Dado às cargas compressivas também é feita uma análise de flambagem para o componente que para simplificação considera o somatório das forças Df e Sf que são as mais comuns de ocorrer, as forças são descritas no [5] dado as condições de de contorno engaste-livre, o valor da constante de flambagem $K_f = 2$.

2.2. Cálculo de forças no trem de pouso principal

As cargas atuantes nas estruturas são calculadas usando forças e dimensões previamente recebidas, para então depois calcular os esforços normais, cortantes e momento fletores, bem como as cargas combinadas em três eixos de coordenadas.

As forças atuantes são acrescidas dos fatores de segurança [6] do componente sendo a força utilizada para fins do dimensionamento, a relação é descrita pela Equação 1 as que incluem os fatores de segurança estabelecidos conforme o desvio padrão dos materiais e demais causas que podem gerar a falha.

$$F_{\text{útil}} = FS \cdot F_{\text{real}} \quad (1)$$

Em seguida, a fim de possuir a melhor angulação possível para que minimize as cargas, as forças na vertical e frontal do trem de pouso principal (TP) são vetorialmente somadas, onde o ângulo de incidência formado entre a coluna do trem de pouso principal e o solo deverá ser o mesmo do somatório de forças e o solo, mas também se fazem cálculos com elas atuando separadamente dado que ambas são para situações de pouso críticas diferentes, logo não atuam necessariamente juntas.

O valor da força resultante é dado pela soma dos vetores das demais forças e seu ângulo de incidência ao solo por meio da Equação 2 e Equação 3 abaixo:

$$F_{\text{res}} = \sqrt{Df^2 + Vf^2} \quad (2)$$

$$\theta = \left(\frac{Vf}{F_{\text{res}}} \right) \quad (3)$$

Onde F_{res} é a força resultante e θ é o valor do ângulo de incidência em que o TP deve estar para que as F_{res} seja somente normal a estrutura. A Figura 3 abaixo exemplifica como ficará o resultado do somatório de forças e ângulo formado entre ela:

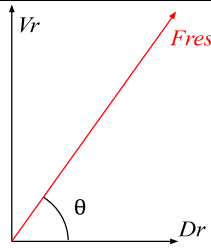


Figura 3: Representação do somatório de forças. (Autoria Própria)

2.3. Cálculos de esforços

De posse dos valores de forças atuantes e seus respectivos vetores são feitos os cálculos dos esforços internos do componente, sendo eles em situações de compressão, cisalhamento, flexão e torção.

2.3.1. Esforço de Normal (N)

Esforços normais de compressão são causados por força compressivas, esta possui direção em direção ao componente gerando a compressão do mesmo, onde seu deslocamento na maioria das vezes é dado como negativo por causar compressão do componente.

A principal força que causa tal fenômeno é a força resultante dos somatórios das forças frontal e vertical, sendo as demais compressões muito pequenas, dadas as áreas transversais sendo assim são descartadas para fins de cálculos.

2.3.2. Esforço Cortante (V)

O esforço cortante é o causador do cisalhamento transversal em peças, como se as mesmas estivessem sendo cortadas. Dado somente haver uma reação de apoio e esta se encontrar numa das extremidades e as forças sendo aplicadas na outra extremidade, o esforço cortante pode ser dado como o valor negativo da força aplicada sobre aquela face, na seção transversal.

2.3.3. Momento Fletor (M)

Os cálculos dos momentos fletores são feitos para 6 situações de carregamentos descritos pela matriz, onde é usado os valores de seu determinante, variando o valor das forças entre nulo ou máximo e uma situação extra considerando o comprimento da viga sujeita a força lateral, a matriz e a equação para valor máximo são dados pela Equação 4 e Equação 5.

$$\text{Determinante} = \begin{vmatrix} i & j & k \\ x & y & z \\ Df & Sf & Vf \end{vmatrix} \quad (4)$$

$$MF_{lateral} = Sf \cdot (\text{Comprimento do TP}) \quad (5)$$

Dado que cada valor de força é gerado por situações diferentes de pouso onde algumas pode ter valor próximos de nulo e “x”, “y” e “z” são os braços de alavanca nos eixos de coordenadas “i”, “j” e “k”, foram calculadas as tensões de flexão para situações de momentos fletores agindo de forma conjunta, mas também agindo de formas isoladas.

2.3.4. Momento Torsor (T)

A torção ocorre no componente em 3 principais sentidos, sendo o principal o gerado pela força lateral sobre o eixo z da peça que irá forçar o torque no componente, contudo é importante determinar a torção para todas as direções, para um dimensionamento ideal.

2.4. Tensões

As tensões admissíveis são calculadas com base nos valores de cargas anteriores, sendo efetuados cálculos para tensões axiais compressivas, cisalhantes e de flexão [6,7].

2.4.1. Tensão normal

A tensão normal será causada devido os carregamentos em situações de pouso e a arrasto, utilizando do somatório dessas cargas. A Equação 6 que determinará o valor da tensão axial é dada por:

$$\sigma = \frac{N}{A} \quad (6)$$

Onde:

- σ = tensão normal
- A = área da seção transversal

2.4.2. Tensão de cisalhamento

A tensão cisalhante relaciona-se com os esforços cortantes, sendo aplicável para este caso a tensão cisalhante em vigas, sua Equação 7 é dada por:

$$\tau = \frac{VQ}{It} \quad (7)$$

Onde:

- τ = tensão cisalhante
- Q = Primeiro momento de inércia
- I = Segundo momento de inércia
- t = Espessura da seção transversal

2.4.3. Tensão de flexão

Devido aos valores dos esforços cortantes e corpo esbelto, as tensões de flexão para o trem de pouso principal são as mais importantes de serem calculadas, para isso será usada a equação de tensão de flexão máxima na seção de estudo. A Equação 8 da tensão de flexão é dada por:

$$\sigma = \frac{Mc}{I} \quad (8)$$

Onde:

- c = Distância relativa até o centróide

2.4.4. Tensão de torção

A torção pode ser geradora de falha no material por meio de cisalhamento, a carga atua como momento torçor sobre a seção transversal do componente. Sendo dada segundo a Equação 9.

$$\tau = \frac{T\rho}{J} \quad (9)$$

Onde:

- ρ = Distância relativa até o centróide
- J = Momento polar de inércia

2.5. Drop test

O drop test é um dos ensaios dinâmicos possíveis de serem feitos para um aerodesign, o mesmo consiste em um ensaio de impacto utilizando a energia cinética e a aceleração da gravidade para validar a carga calculada [9, 10].

2.6. Ângulo de Rake (ϕ)

De forma a melhorar o controle da aeronave em solo e melhorar a situação de toque no solo, é aplicado o ângulo de Rake na triquilha ou bequilha, sendo este um valor de incidência em relação ao eixo vertical do plano de coordenadas, que pode ser visto na Figura 4.

$$\tan(\varphi) = K \tan(\phi) = \frac{K \cdot n}{n - \frac{2}{3}} \quad (10)$$

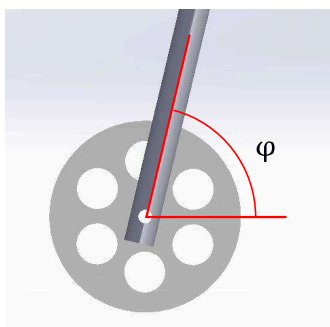


Figura 4: Ângulo de Rake. (Autoria Própria)

3. METODOLOGIA COMPUTACIONAL

3.1. Transição Cálculo Manual para Planilha Eletrônica

Dado as necessidades da imediatismo na entrega de resultados que tem o aerodesign, é necessário que principalmente dimensionamento que já foram feitos em anos anteriores seja feito de forma rápida, portanto foi feita inicialmente uma implementação no Excel® que era resolvido utilizando-se a ferramenta *solver*, contudo há problemas agregados a este método.

Apesar de tornar os cálculos mais rápidos e com menores possibilidades de erros humanos, as planilhas eletrônicas não permitem uma integração entre projetos fácil e também necessitam de maiores capacidades de processamento que a maioria dos códigos que fazem o mesmo cálculo com linguagem de programação.

3.2. Implementação Computacional

Para escolha do software para implementação computacional foram elencadas formas de implementar e alguns requisitos que cada um deveria possuir, sendo feita a escolha daquele que tivesse melhor nota.. A Tabela 1 abaixo exemplifica o método de seleção.

Tabela 1. Requisitos impostos e formas de implementação computacional.

Requisito	Método Elencado			
	MatLab®	Octave®	Python®	Scilab®
Facilidade	Bom	Bom	Bom	Médio
Conhecimento da equipe	Médio	Ruim	Bom	Médio
Integração Multidisciplinar	Bom	Médio	Bom	Médio
Processamento	Bom	Médio	Bom	Médio
Aplicabilidade em Engenharia	Bom	Médio	Médio	Bom
Gratuito	Não	Sim	Sim	Sim
Soma	9	7	11	9

Nota: A pontuação para ruim, médio ou bom, as notas serão 0, 1 e 2, respectivamente. Se sim nota 2, se não nota 0. O critério foi desenvolvido pelo autor deste artigo.

Outros métodos e softwares foram dispensados devido principalmente a dificuldade e menores

densidades de informações encontradas ou bibliotecas já criadas, o que facilita a futura criação de um MDO, numa mesma linguagem de programação.

3.3. Programação

O código desenvolvido recebe os *inputs* pelo próprio operador, após isso será necessário colocar para decodificar e executar. Ele funciona utilizando de métodos iterativos, caso a tensão requerida seja maior que a admissível do material, o cálculo irá se repetir até que todas tensões sejam suportáveis pelo componente.

O fluxograma presente na Figura 4, descreve o princípio de funcionamento da programação com poucos detalhes, mas de forma a visualizar como funciona o processamento e dimensionamento dos componentes, e demais *outputs* do código.

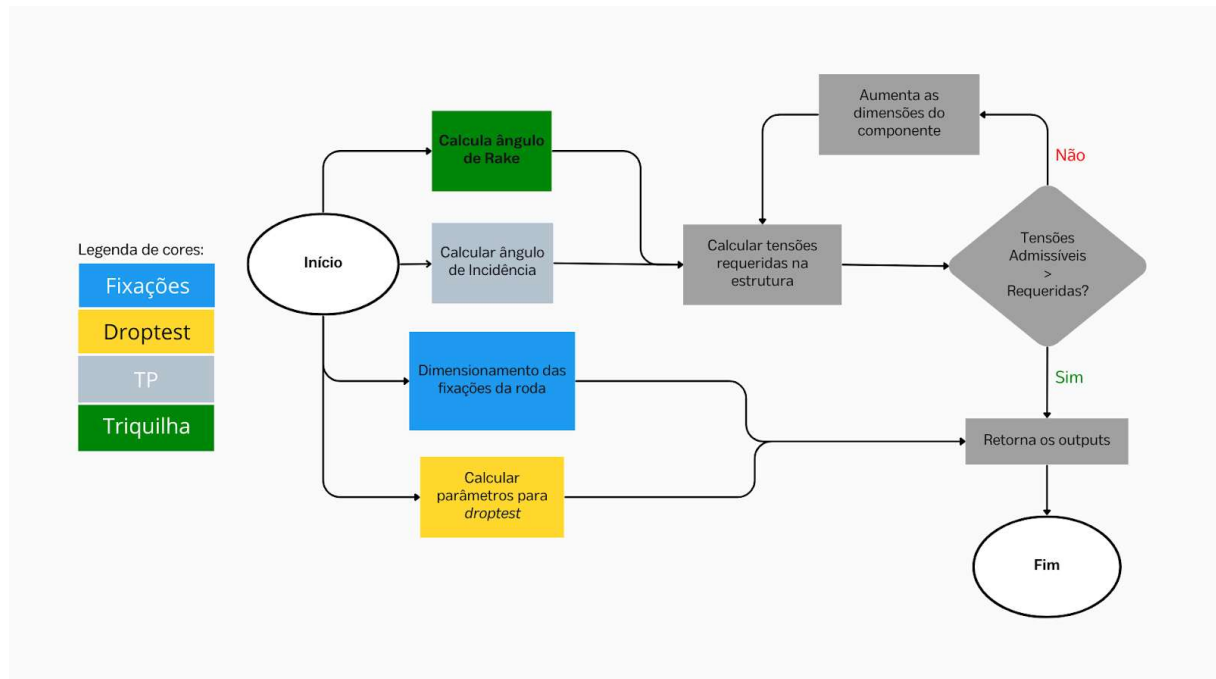


Figura 4. Fluxograma simplificado do código. (Autoria própria)

3.3.1. Bibliotecas

As bibliotecas utilizadas dentro deste código foram para realizar os cálculos de trigonometria e fazer representação em graus, usando *Sympy* para exibição da funções calculadas de esforços, *math* para realização de alguns cálculos algébricos, *Numpy*, utiliza de *arrays* que facilitarão a execução dos códigos, *Tktinker* para fazer a representação dos outputs no formato de tabela para melhor interpretação do operador e *Matplot* para exibição de resultados em forma de gráficos.

3.3.2. Compilador e configurações de hardware

O compilador utilizado foi Visual Studio Code devido sua facilidade de manuseio, permitindo utilização de outras linguagens de programação, suas extensões, fácil de encontrar erros no código e escrever.

O hardware utilizado foi um laptop Acer Aspire 3 A315-53-34Y4, as principais configurações estão exibidas na Tabela 2, sendo considerado um dispositivo de baixo custo:

Tabela 2. Configurações de hardware.

Componente	Modelo
Processador	Intel i3-8130U (8ª geração)
Memória RAM	4GB DDR4 2400MHz
Armazenamento	NVME M2 480GB
SO	Windows 10 Home 64 bits

3.3.3. Inputs, Cálculos e Outputs

Os inputs são inseridos diretamente no código, ficando ao cargo do operador colocar os todos inputs dos

outros subsistemas e materiais, contudo se desejar o operador poderá utilizar a função *input* do próprio Python para inserir as variáveis. Todos cálculos são feitos automaticamente pelo programa, possibilitando que o programa seja rodado sem necessidade de outra ação do operador que não seja inserir os dados. Os outputs são entregues na interface do gerado pelo Tkinter e Matplot no formato de quadro e gráficos, sendo exibidos separados conforme a disciplina que irá receber ou estes valores.

4. RESULTADOS E ANÁLISES

A programação foi utilizada aplicando os valores de inputs da aeronave para o ano de 2023, comparando os resultados obtidos a partir do dimensionamento utilizando do Excel® e sua ferramenta *solver* e da programação em Python, a fim de averiguar o tempo necessário para se executar a atividade em ambas plataformas.

Buscando evitar que fossem feitos de forma tendenciosa e pudessem gerar algum tipo de favorecimento de um método sobre o outro, todos valores de *inputs* foram previamente organizados em tabelas para facilitar visualização, foram ambas executadas por pessoas diferentes que foram previamente instruídos de como utilizar cada ferramenta, utilizou-se a mesma máquina para execução de todos processos e seus tempos foram cronometrados.

4.1. Inputs

Os inputs para o teste, são retirados do projeto de 2023, foram organizados na Tabela 3 logo abaixo, estando omissos a propriedades do material, devido sua grande variedade, entretanto são os mesmo valores utilizados para planilhas eletrônicas e a programação.

Tabela 3. Inputs.

Componente	Trem de pouso principal	Triquilha	Eixos
Propriedades físicas e mecânicas do material	Compósito sandwich	Aços e Alumínios	Aços e Alumínios
Fatores de segurança	3	2	2
Dimensões mínimas	e = 11,70 mm	d = 1 mm	d = 1mm
Força x	67,41	211,01	Varia conforme o componente
Força y	33,7	263,77	
Força z	191,44	184,68	

Nota: “e” é espessura, “d” é diâmetro, “X” não se inclui.

4.2. Dimensões e Angulação

As dimensões do trem de pouso principal e triquilha foram organizados na Tabela 4 e Tabela 5 abaixo de forma oferecer melhor visualização, das dimensões e outros parâmetros.

Tabela 4. Dimensões e angulação da triquilha.

Componente	Trem de pouso principal		
	Programação	Planilha eletrônica	Erro Relativo (%)
Altura Transversal (mm)	22,47	23,49	4,34
Dimensão em x (mm)	22,77	22,76	4,39
Dimensão em y (mm)	22,77	22,76	4,39
Angulação	70,60°	70,60°	0

Nota: As dimensões “x” e “y”, são dimensões transversais de um plano auxiliar que também precisa ser respeitado e a altura transversal é realmente parte da seção transversal do componente.

Tabela 4. Dimensões e Angulação.

Componente	Programação	Planilha Eletrônica	Erro Relativo (%)
Diâmetro (mm)	8,67	8,87	2,25
Ângulo de Rake (°)	13,46	13,46	0

Nota: “e” é espessura, “d” é diâmetro, “X” não se inclui.

4.3. Análises resultados da execução

O código e os cálculos analíticos possuem baixíssimos erros relativos entre si, em até 5 casas decimais depois da vírgula, o que é desprezível para dimensões as quais são trabalhadas no aerodesign. Além disso, a programação ofereceu uma vantagem em relação aos métodos tradicionais e planilhas eletrônicas, que apesar de utilizar a ferramenta *Solver* tem capacidade de para isto, não são tão eficientes quanto o código para execução de métodos iterativos.

O tempo de execução na média é de 5 segundos para depuração, execução e entrega de *outputs* da programação inteira, e o tempo para inserir todos os dados é aproximadamente 46 segundos devido à alta quantidade de dados necessários para inserir, o que não mudaria muito se usasse planilha eletrônica.

4.4. Ensaios estruturais

Por fim, para garantir a segurança dos resultados expressos pela programação foram feitos ensaios estruturais com próprio trem de pouso principal para validação dos cálculos. As cargas utilizadas para tal são exatamente as cargas aplicadas no pouso (situação mais crítica), tentando preservar as mesmas condições de contorno em ensaios estáticos. Os ensaios foram feitos para cada carga isoladamente e fotografado, as imagens foram dispostas na Figura 5.

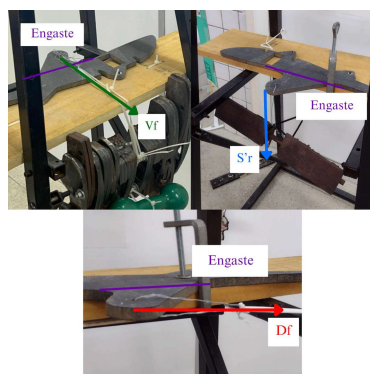


Figura 5. Ensaios estruturais realizados. (Autoria própria)

O ensaio consistiu em fixar o TP e colocar massas de forma simular as cargas em situações reais de pouso. Utilizou-se do próprio suporte de carga da equipe e alguns pesos para as massas e a fixação foi feita utilizando arame de aço na ligação TP-Cargas, parafusos e cordões para fixação do TP ao apoio que é responsável pela fixação. tre

Os resultados dos ensaios se demonstraram favoráveis não a qualquer tipo de falha, com fratura, delaminação do componente, rasgamento ou esmagamento do eixo onde se encontra o trem de pouso. Além disso, por possuir as mesmas dimensões do original o qual foi utilizado na competição, o qual demonstrou segurança e estabilidade na sua utilização.

5. CONCLUSÃO

Portanto, é concluído que a programação obteve resultados favoráveis que apontam para seu potencial na aplicação de desenvolvimento de projetos de engenharia, não só aeronáuticos, mas também de outras áreas de engenharias. Onde apresentou alto potencial em projetos que demandam segurança na redução de erros humanos, precisão nos valores de seus resultados e velocidade de execução, os quais são pontos cruciais na indústria.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] TORENBECK E. *Synthesis of Subsonic Airplane Design : An Introduction to the Preliminary Design of Subsonic General Aviation and Transport Aircraft, with Emphasis on Layout, Aerodynamic Design, Propulsion and Performance*. Dordrecht, Kluwer, 2010.
- [2] TÉCNICA, C. *Regulamento 24ª Competição SAE BRASIL Aerodesign 2024*. São José dos Campos – SP. 2024.
- [3] RAYMER, D. P. *Aircraft Design : A Conceptual Approach*. 6th ed., Reston, Va, American Institute Of Aeronautics And Astronautics, Inc, 2018.
- [4] PAZMANY, L. *Light Airplane Design* – San Diego, California, 3ª Ed, 1963.
- [5] JAR-VLA 479. Level landing conditions. 1990
- [6] HIBBELER, R.C.; *Resistência Dos Materiais*. São Paulo, Pearson Educación, 2010.
- [7] DEWOLF, JOHN T, et al.; *Mecânica Dos Materiais*. McGraw Hill Brasil, 12 Feb. 2021.
- [8] RODRIGUES, L. E. M. J. *Fundamentos da Engenharia Aeronáutica: Aplicações ao Projeto SAE AeroDesign*. Volume Único. Ed rev. IFSP. São Paulo. 2011.
- [9] PADRE, L. A. A. B. *Estudo da resistência mecânica, por drop test, de rodas de alumínio e nylon para uma aeronave do tipo aerodesign*. Trabalho de Conclusão de Cursos (Graduação) - Ciência e Tecnologia, Universidade Federal Rural do Semi Árido, Mossoró.
- [10] ISCOLD, P. *Introdução as cargas nas Aeronaves*. EE UFMG, Centro de Estudos Aeronáuticos. 2011.