

VERIFICAÇÃO ESTRUTURAL SEGUNDO O MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS DO TREM DE POUSO EM FIBRA DE VIDRO DE UMA AERONAVE PARA A COMPETIÇÃO AERODESIGN.

C. C. Souza¹; E. G. Di Battista¹; N. C. Santos¹.

1-Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos - Prof. Jessen Vidal FATEC-SJC.
Avenida Cesare Mansueto Giulio Lattes, 1350 – CEP: 12247-014 – São José dos Campos-
SP – Brasil.
Telefone: (12) 3905-2423 – Email: criscsouza12@gmail.com; e.gianni@hotmail.com;
nilo.c.santos@gmail.com

RESUMO: A competição SAE BRASIL *Aerodesign* é um desafio lançado aos estudantes de Engenharia, que devem formar equipes com a proposta de projetar e construir uma aeronave não tripulada. Este trabalho tem o objetivo de projetar um trem de pouso em fibra de vidro para a equipe de *Aerodesign* da Faculdade de Tecnologia de São José Campos. Este projeto contempla a definição do *layout* do trem de pouso, a caracterização das propriedades mecânicas do material e a validação dos cálculos analíticos. As propriedades mecânicas do material foram definidas por meio de ensaio de tração, a análise estrutural teve como base a lei de conservação de energias e a utilização de programas computacionais para verificação dos cálculos analíticos. Com os resultados obtidos foi possível determinar a geometria otimizada da estrutura, a deformação sofrida no momento do pouso, e verificar a estrutura projetada através do método de elementos finitos.

PALAVRAS-CHAVE: *aerodesign*; trem de pouso; fibra de vidro; ensaio de tração; elementos finitos.

ABSTRACT: The SAE BRAZIL *Aerodesign* competition is a challenge to engineering students, who must form teams with the proposal to design and build an unmanned aircraft. This work has the objective to design a fiberglass landing gear for *Aerodesign* team of the Faculdade de Tecnologia de São José Campos. This project includes the definition of landing gear *layout*, the characterization of the mechanical properties of the material, and the validation of analytical calculations. The mechanical properties were defined by tension testing, structural analysis was based on the energy conservation law and the use of computer programs for verification of the analytical calculations. With the results was possible to determine the optimized geometry of the structure, the deformation at landing, and check the designed structure by the finite elements method.

KEYWORDS: *aerodesign*; landing gear; fiberglass; tension testing; finite elements.

1. INTRODUÇÃO

A competição *Aerodesign*, criada pela SAE Internacional (*Society of Automotive Engineers*) em 1994 nos Estados Unidos, é um desafio de projeto aberto para estudantes universitários de graduação de diversos países [1].

A competição é voltada para equipes formadas por alunos de escolas de graduação com o objetivo de projetar e construir uma aeronave não tripulada, seguindo os requisitos estipulados pela competição.

Um dos componentes essenciais em uma aeronave é o trem de pouso, responsável por um dos momentos mais críticos do voo, o pouso e a decolagem, torna-se um componente

que deve ter alta confiabilidade, eficiência estrutural, e fácil manutenção.

O processo de cálculo estrutural de um trem pouso tem como ponto de partida analisar as cargas atuantes para determinar a geometria e a posição das rodas [2]. O material utilizado deve suportar a deformação sofrida pela estrutura no momento do pouso.

Em busca de se obter um material com baixa massa específica associada à elevada resistência mecânica e rigidez, os compósitos de fibra de vidro vêm sendo estudado por centros tecnológicos e indústrias, principalmente a aeroespacial, com o objetivo de se tornar uma alternativa confiável ao uso de materiais de ligas metálicas [3].

Uma forma de caracterizar o material é por meio de ensaios tração, onde se obtém os valores de tensão de escoamento e resistência de tração [4].

Neste trabalho, foi projetado um trem de pouso de material compósito de fibra de vidro, para a equipe de *Aerodesign* da Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, seguindo as metodologias encontradas na literatura e os regulamentos do *FAR (Federal Aviation Regulations) Part 23* [5], capítulo que se refere a aeronaves de pequeno porte.

2. MATERIAIS E MÉTODOS

Para este projeto foi considerado o material compósito de fibra de vidro (Vidro E + Epóxi), devido à disponibilidade desse material pela equipe e também por suas propriedades mecânicas. A Tabela 1 representa os dados do material obtidos com fornecedor [6].

Tabela 1. Dados de propriedades mecânicas.

Densidade (g/cm ³)	Módulo de Young (GPa)	Resistência Tração (MPa)
2,00	39	310

Neste projeto utilizou-se a máquina WDW100E – Computer Controlled Universal Testing Machine da TIME GROUP INC para realizar o ensaio de tração em corpos de prova (CDP) e encontrar as propriedades mecânicas do material.

Os cálculos analíticos realizados tiveram como base a lei de conservação de energias [2], e as fórmulas de flexão e de margem de segurança [7]. O *software Ftool* foi utilizado para análise do comportamento do trem de pouso sob a influência das cargas atuantes, e para a verificação em elementos finitos utilizou-se o *software Catia*.

2.1. Layout

Para a escolha do tipo do trem de pouso (Triciclo ou Convencional) levou-se em consideração peso, maior controle e estabilidade da aeronave em solo e na decolagem. Para a definição da classificação (Fixo ou Retrátil) analisou-se os campos de arrasto aerodinâmico, complexidade de fabricação e peso [8].

2.2. Dados da aeronave

Para se iniciar os cálculos, alguns dados da aeronave foram informados pela equipe de *Aerodesign* da FATEC-SJC. A Tabela 2 representa estes dados.

Tabela 2. Dados fornecidos pela equipe.

Parâmetros	Valor
Altura da fuselagem (H _f)	70 mm
Raio da roda (R)	45 mm
Altura do CG (h)	139,8 mm
Distância longitudinal do CG (L)	360,5 mm
Área Alar (S)	0,7 m ²
Peso total da aeronave (W)	98 N
Fator de Carga (n)	5

O fator de carga ($n = 5$) adotado neste projeto seguiu como referência os projetos dos anos anteriores da equipe e livros específicos para construção de aeromodelos [2].

2.3. Cálculo analítico do trem de pouso

A velocidade vertical (V_v) da aeronave no momento do pouso foi calculada pela Equação 1, obtida no regulamento *FAR Part 23*.

$$V_v = 0,61 (W/S)^{0,25} \quad (1)$$

Posteriormente, analisou-se as energias mecânicas da aeronave no momento anterior (UT1) e posterior (UT2) ao pouso, representadas pelas Equações 2 e 3 respectivamente.

$$UT1 = U_{pg} + U_{cv} = (W) \cdot d_0 + (mV_v^2)/2 \quad (2)$$

$$UT2 = U_{pg} + U_{el} = (W) \cdot (d_0 - d) + (k \cdot d^2)/2 \quad (3)$$

Onde a energia potencial gravitacional (U_{pg}) é somada à energia cinética vertical (U_{cv}) para se encontrada a energia posterior ao pouso, considerando as variáveis de deformação inicial (d_0) e massa (m). Em UT2 considera-se a energia elástica (U_{el}) e a variável constante elástica (k).

Tendo como base a lei de conservação de energias [2], onde a energia mecânica anterior ao pouso é igual a posterior, obtém-se a Equação 4 em função da deformação (d) do trem de pouso igualando as Equações 2 e 3.

$$(k/2)d^2 - (W)d - (mV_v^2)/2 = 0 \quad (4)$$

Para se calcular a deformação do trem de pouso, se fez necessário obter o valor da constante elástica (k) da estrutura. Para isso, foi utilizada a Lei de Hooke (Equação 5). Posteriormente, foi calculada a tensão de flexão (σ_f) sofrida pela estrutura (Equação 6). Com estes resultados, calculou-se a margem de segurança (M_S) da estrutura (Equação 7),

utilizando a tensão de escoamento ($\sigma_{esc.}$) obtida no ensaio de tração.

As Equações representadas abaixo foram obtidas no trabalho de Beer et al [7].

$$k = F/x \quad (5)$$

$$\sigma_f = (y \cdot M_F)/I \quad (6)$$

$$M_S = (\sigma_{esc.} / \sigma_f) - 1 \quad (7)$$

A Lei de Hooke considera as variáveis de Força (F) e deslocamento (x). Para o cálculo da tensão de flexão leva-se em consideração o centroide (y) e o momento de inercia (I) da estrutura e o momento fletor (M_F) resultante da carga aplicada.

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1. Layout do trem de pouso

O *layout* definido foi o tipo triciclo e de classificação fixo, pois apresenta um baixo grau de complexidade de fabricação e peso, e fácil decolagem. Também foi levado em consideração que os trens de pouso do tipo triciclo apresentam um melhor desempenho na aeronave nos momentos de pouso e decolagem, devido à posição do CG ficar à frente do TDPP (trem de pouso principal).

Para localizar o TDPP, foi utilizado o mesmo ângulo do cone de cauda com a horizontal ($17,25^\circ$) para assegurar que caso na decolagem o cone de cauda encoste-se ao chão, a posição do C.G. não fique atrás do TDPP, fazendo com que a aeronave não consiga voltar com a roda do trem de nariz para o chão. A Figura 1 mostra o ângulo utilizado nesse caso.

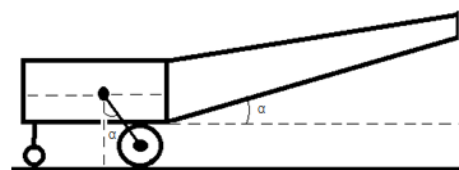


Figura 1. Ângulo do cone de cauda.

Para se definir a posição do trem de nariz a literatura [2] diz que a bequilha deve suportar cerca de 20% do peso total da aeronave. Entretanto, definiu-se a distância de 210 mm do trem de nariz ao C.G. de acordo com as limitações de comprimento da fuselagem e por meio de braço de momento, calculou-se que a bequilha suporta 17,1% do peso da aeronave.

A Figura 2 mostra as posições do trem de pouso definidas em relação ao C.G.

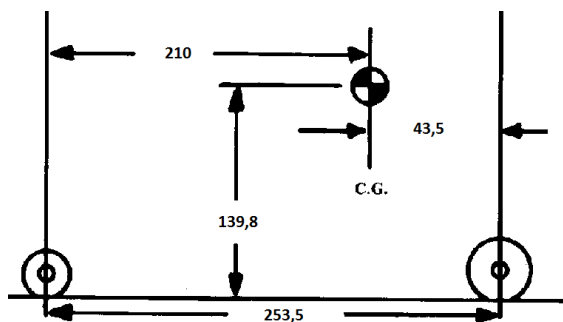


Figura 2. Localização do Trem de Pouso.

A distância entre as rodas do trem de pouso principal foi definida por meio do ângulo de *turnover* [9], o qual deve ser no máximo 60°. Com isso obteve-se a distância de 260 mm entre as rodas. A Figura 3 representa o desenho feito no *Catia* para se determinar o ângulo.

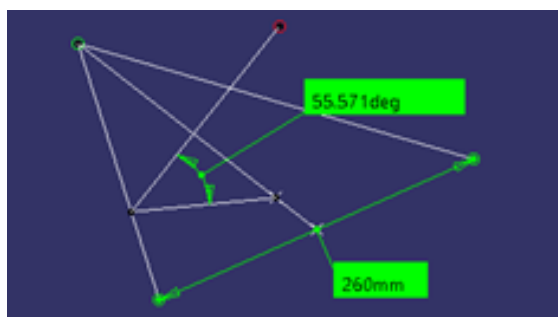


Figura 3. Ângulo de *Turnover*.

3.2. Ensaio de tração

Para o ensaio de tração foi fabricada uma placa de fibra de vidro com 20 camadas e dimensão de 250 x 250 mm, laminadas com resina epóxi 5052. A Figura 4 mostra a placa fabricada.

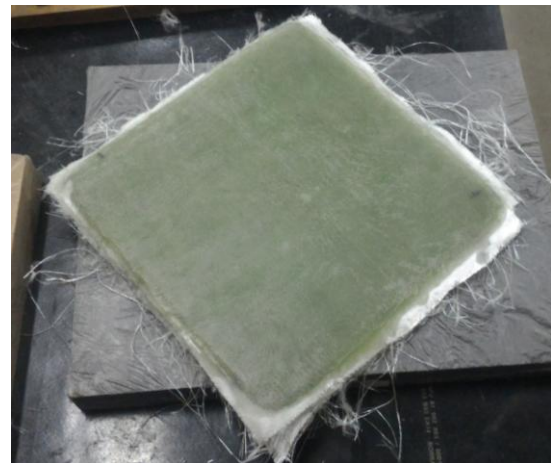


Figura 4. Placa de fibra de vidro.

Baseando-se na norma ASTM D3039 [4], foram cortados dois corpos de prova da placa de fibra de vidro com espessura de 6,3 mm para o ensaio de tração.

O resultado do ensaio mostrou uma tensão de escoamento de 146 MPa e uma resistência de tração de 224 MPa. A Tabela 3 mostra os resultados obtidos.

Tabela 3. Resultados do Ensaio de Tração.

	Força Máxima (kN)	Tensão de Resistência (MPa)	Limite de Escoamento (MPa)
CDP 1	14,87	225,35	146,41
CDP 2	13,34	222,47	145
Média	14,11	223,91	145,71
Desvio Padrão	0,76	1,44	0,71

3.3. Análise das cargas atuantes

Para encontrar o valor da constante elástica (Equação 5), simulando no *software Ftool* diferentes geometrias de trens de pouso, as quais ao receberem uma força (F) aplicada no ponto de apoio, sofreram diferentes deformações (x). A Figura 5 mostra em exemplo de simulação no *software*.

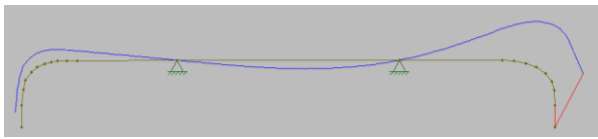


Figura 5. Simulação no *software Ftool*.

A força (F) foi calculada em 425 N, refere-se a situação mais crítica, em que apenas uma roda toca o solo durante o pouso, resultado obtido através da Equação 11 [2], considerando o fator de sustentação da asa (n_L) igual a 0,67.

$$F = (n - n_L) W \quad (11)$$

As estruturas foram simuladas com os perfis “C” e retangular, como representado pela Figura 6.

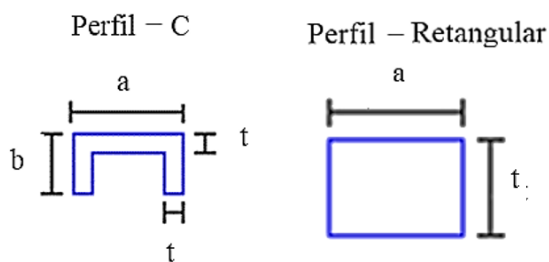


Figura 6. Perfis utilizados para a análise, onde a = largura, b = altura e t = espessura.

A geometria foi escolhida levando-se em consideração o resultado do cálculo da tensão de flexão para se encontrar uma margem de segurança com o valor positivo mais próximo de zero, visando obter uma estrutura otimizada. O perfil escolhido para a estrutura foi a junção do perfil C e retangular, seguindo os valores de $a = 35$ mm, $b = 10$ mm e $t = 5$ mm. A Figura 7 mostra o desenho final do trem de pouso.

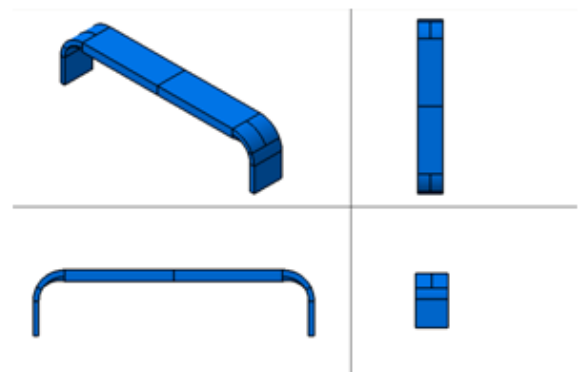


Figura 7. Desenho do trem de pouso no *Catia*.

A Tabela 4 apresenta os resultados obtidos pelos cálculos analíticos. Para o cálculo da tensão de flexão utilizou-se o valor de momento de flexão máxima, mostrado pela análise no *software Ftool*.

Tabela 4. Resultados do cálculo analítico.

d (m)	k (N/m)	σ_f (MPa)	M_s
0,01568	166405,64	141,57	0,031

3.4. Verificação estrutural segundo método de elementos finitos

A verificação estrutural foi feita no *software Catia* pelo método de análise de elementos finitos. A Figura 8 mostra a análise realizada no *software*.

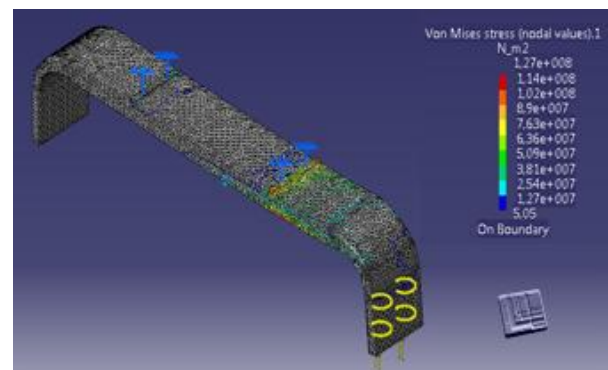


Figura 8. Análise por Elementos Finitos.

A tensão de flexão máxima encontrada foi de 127 MPa, resultando em uma margem de segurança de 0,15.

Os valores da tensão de flexão e da margem de segurança obtidos na verificação estrutural pelo método de elementos finitos, mostraram-se diferentes que aos obtidos pelos cálculos analíticos. Essa diferença de resultado ocorreu devido ao método de elementos finitos representar mais adequadamente a situação física da estrutura sujeita a esforços mecânicos. Contudo, a situação real do material não pôde ser definida no *software*, partindo-se da premissa que não foi possível adicionar um material ortotrópico nas análises de elementos finitos, devido à dificuldade de calcular as constantes de engenharia tais como, coeficiente de Poisson, módulo de Young, coeficiente de expansão térmica e as doze tensões do estado triplo. Portanto, foi considerado um material compósito de fibra de vidro isotrópico, com as propriedades mecânicas iguais às que se foram obtidas no ensaio de tração.

4. CONCLUSÃO

O *layout* do trem de pouso e a posição das rodas foram definidos de acordo com estudos encontrados na literatura e as limitações dimensionais da aeronave.

Com o ensaio de tração foi possível caracterizar o material em estudo, verificando a resistência de tração do material aproximadamente 27% menor que o informado pelo fabricante. A diferença no resultado obtido, possivelmente ocorreu devido às variáveis do processo de fabricação do corpo de prova, causados pela grande dispersão dos defeitos na laminação manual.

Ao analisar os efeitos causados pela carga ao longo da estrutura, foi possível projetar de forma otimizada a estrutura do trem de pouso.

O método de elementos finitos possibilitou a verificação da estrutura do trem de pouso, embora essa metodologia não vise substituir os cálculos analíticos, e sim fornecer elementos adicionais para a verificação da integridade estrutural do componente por meio de operações computacionais.

5. REFERÊNCIAS

- [1] SAE BRASIL *Aerodesign*. Disponível em: <http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign> Acesso em: 02/Julho/2016.
- [2] ROSA, E. *Introdução ao Projeto Aeronáutico*. Santa Catarina: Editora Tribo da Ilha, 2006.
- [3] CALLISTER, W. *Ciência e Engenharia de Materiais: Uma Introdução*. Rio de Janeiro: LTC – Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 2002.
- [4] ASTM D3039. Disponível em: [http://classes.engr.oregonstate.edu/mime/winter2012/me453-001/Lab2%20-%20Optical%20Measurements%20and%20Carbon%20Fiber%20Composite%20Beam/Composites%20Material%20Determination/D3039_3039M%20\(Tensile%20Properties%20of%20Composites\).pdf](http://classes.engr.oregonstate.edu/mime/winter2012/me453-001/Lab2%20-%20Optical%20Measurements%20and%20Carbon%20Fiber%20Composite%20Beam/Composites%20Material%20Determination/D3039_3039M%20(Tensile%20Properties%20of%20Composites).pdf) Acesso em: 05/Agosto/2016.
- [5] FAR Part 23. Disponível em: https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/design_approvals/small_airplanes/small_airplanes_regs Acesso em: 15/Junho/2016
- [6] TEXIGLASS. *Pdf de Tecido de Fibra*. Disponível em: http://www.tecnologiademateriais.com.br/mt/2013/cobertura_paineis/automotivo_pecas/apresentacoes/texiglass.pdf. Acesso em: 03/Julho/2016.
- [7] BEER F. P; JOHNSTON E. R; DEWOLF J. T; MAZUREK D. F. *Mecânica dos Materiais*. São Paulo: AMGH Editora Ltda., 2011.
- [8] ROSKAM, J. *Airplane Design*. Kansas: Design, Analysis and Research Corporation, 2000.
- [9] RAYMER D. P. *Aircraft Design A Conceptual Approach*. Califórnia: Copyright, 1992.