

## **DIMENSIONAMENTO E OTIMIZAÇÃO DE UM TREM DE POUSO PRINCIPAL, FABRICADO COM FIBRA DE CARBONO, PARA A AERONAVE RÁDIO CONTROLADA PERTENCENTE À EQUIPE DRACO VOLANS DE AERODESIGN**

Talles Jordan Setúbal Carvalho, [talles.jordan88@gmail.com](mailto:talles.jordan88@gmail.com)<sup>1</sup>

Braulio Gutierrez Pimenta, [braulio.pimenta@gmail.com](mailto:braulio.pimenta@gmail.com)<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Aluno de graduação do curso de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília

<sup>2</sup> Professor do Departamento de Engenharia Mecânica, D.Sc., Universidade de Brasília

**Resumo:** A competição SAE Brasil AeroDesign é destinada a estudantes de engenharia que desejam desenvolver habilidades e técnicas de projeto aeronáutico, desde a concepção da aeronave, até o projeto detalhado, construção e ensaios. Os principais objetivos que devem ser atingidos na competição são o de projetar um avião com o menor peso vazio possível e que possua a maior carga paga. Desta forma, é necessário selecionar materiais de construção com baixas densidades e com excelentes resistências e rigidezes. O objetivo deste estudo é descrever o dimensionamento e otimização do trem de pouso principal (TPP) da aeronave DVXFW-III, cuja configuração é de asa voadora, projetada pela Draco Volans para a 22ª competição SAE Brasil AeroDesign. A partir das análises das cargas atuantes, considerou-se que a situação crítica é a de pouso com apenas um toque no solo, tendo sido utilizado o fator de impacto de 2,67, como consta em Raymer (1989), e ângulo de tombamento lateral de  $7,3^\circ$ , oriundo das características geométricas da aeronave. Utilizando-se como material o laminado carbono/epóxi, em que a lâmina é bidirecional (twill), dimensionou-se o TPP usando as abordagens analítica e numérica, sendo aquela por meio da teoria clássica de laminação (TCL), conforme consta em de Tarso R. Mendonça (2005), e esta via método dos elementos finitos por meio do software Ansys (Ansys (2022)). Para o dimensionamento analítico, modelou-se o TPP com geometria simplificada e se desenvolveu uma rotina numérica no software MATLAB (MathWorks (2022)), com o objetivo de calcular o número mínimo de camadas para a estrutura, usando o critério de falha de Tsai-Wu, com coeficiente de segurança de 1,2. Posteriormente, após ter obtido a quantidade mínima de lâminas, fez-se validação e otimização na geometria final utilizando o método dos elementos finitos a partir do software Ansys (Ansys (2022)). Com a metodologia de dimensionamento seguida, reduziu-se o número de camadas e se atingiu o coeficiente de segurança de 1,5. Os resultados comprovaram que os principais modos de falha do TPP são por flexão, compressão e flambagem. Além disso, concluiu-se que, quanto mais afastada do plano médio está a lâmina, maiores são as magnitudes das tensões normais a qual está submetida. Por fim, é apresentada uma proposta para adaptar à realidade do aerodesign a norma em of Federal Regulations (2002), mais especificamente a parte 14 CFR 23.725 - Limit drop tests, utilizando o princípio de conservação da energia. Concluiu-se que a altura de drop test para a aeronave DVXFW-III é cerca de 45 mm, que é um valor bastante inferior ao mínimo proposto pela norma.

**Palavras-chave:** Otimização, TPP, Método dos Elementos Finitos, Critério de Tsai-Wu, Fibra de Carbono.

### **1. INTRODUÇÃO**

A competição SAE Brasil AeroDesign é destinada a estudantes de engenharia que desejam desenvolver habilidades e técnicas de projeto aeronáutico, desde a concepção da aeronave até o projeto detalhado, construção e ensaios. Os principais objetivos que devem ser atingidos na competição são o de projetar um avião com o menor peso vazio possível e que possua a maior carga paga.

Atualmente, há três categorias distintas: regular, advanced e micro, cada uma com requisitos específicos. A equipe de competição Draco Volans, que representa a Universidade de Brasília (UnB) na classe regular, possui sete áreas de projeto, sendo uma delas a área de estruturas e ensaios estruturais, que é responsável por dimensionar todos os componentes mecânicos do avião, bem como validá-los por meio de testes e simulações. Considerando as restrições geométricas impostas pelo comitê organizador, é feito um algoritmo em Python (Python (2022)), que gera as configurações ótimas, isto é, aquelas que maximizam o peso máximo de decolagem (MTOW). A partir da seleção da melhor aeronave, que também considera aspectos construtivos, são realizadas as análises aerodinâmicas e das cargas atuantes nas condições

críticas de voo e de pouso, consequentemente os carregamentos mais severos são repassados para a área de estruturas.

O objetivo deste estudo é descrever o dimensionamento e otimização do trem de pouso principal (TPP) da aeronave DVXFW-III, cuja configuração é de asa voadora, projetada pela Draco Volans para a 22ª competição SAE Brasil Aero-Design.

O trabalho é organizado em 7 seções e aborda desde a revisão teórica, até a responsabilidade autoral. A seção 2 apresenta uma revisão bibliográfica direcionada acerca da mecânica dos materiais compósitos, bem como toda a metodologia de dimensionamento, fazendo-se a exposição das equações utilizadas e contemplando os critérios adotados. Na seção 3 são apresentados os resultados obtidos e as discussões pertinentes sobre eles. A seção 4 aborda as principais conclusões obtidas e estudos de otimização para o futuro. Nas seções 5 e 6 são feitos os agradecimentos e apresentadas as referências bibliográficas, respectivamente. Por fim, na seção 7 é reiterada a responsabilidade autoral.

## 2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA E METODOLOGIA

A competição é iniciada com a publicação de um regulamento, em que o comitê organizador, dentre as diversas diretrizes, impõe as restrições geométricas para as aeronaves. A partir daí os colaboradores da Draco desenvolvem um algoritmo em Python (Python (2022)) que gera as configurações ótimas, isto é, aquelas que maximizam o peso máximo de decolagem (MTOW). A partir da seleção da melhor aeronave, que também considera aspectos construtivos, são realizadas as análises aerodinâmicas e das cargas atuantes nas condições críticas de voo e de pouso e, consequentemente, os carregamentos mais severos são repassados para a área de estruturas. No ano de 2020 a restrição geométrica imposta foi que a aeronave, em configuração de medição, tivesse dimensões tais que a soma do comprimento na direção do sentido de voo e sua envergadura máxima fosse, no máximo de 3,20 metros. Após desenvolver o algoritmo de otimização, o qual considerou as configurações convencional e de asa voadora, selecionou-se esta última para a 22ª competição SAE Brasil AeroDesign.

Sabe-se que o trem de pouso principal (TPP) é uma das estruturas mais solicitadas da aeronave. No caso da DVXFW-III, esse componente se conectou à fuselagem por meio de nós de carbono em toda a sua seção retilínea. A Fig. 1 ilustra, tanto a conexão do TPP na fuselagem, quanto a geometria analisada, a qual foi escolhida com o objetivo de maximizar o amortecimento ao impacto durante o pouso.

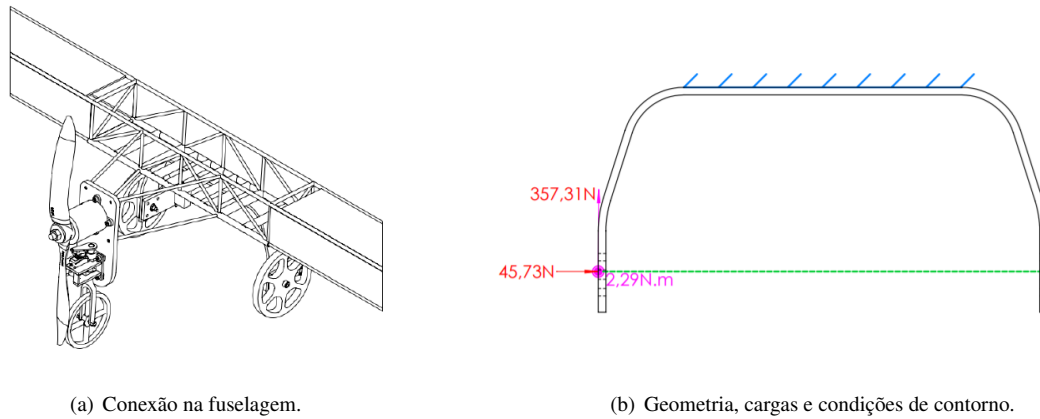


Figura 1: Conexão, geometria, cargas e condições de contorno do TPP.

Para o dimensionamento do TPP, considerou-se que o caso crítico é o de pouso com apenas um toque no solo. Desta forma, as cargas nas direções  $x$  e  $y$  foram calculadas pelas Eq. (1) e Eq. (2), respectivamente.

$$F_x = FI \cdot m \cdot g \cdot \sin \theta, \quad (1)$$

onde:  $F_x$  é a carga horizontal (N),  $FI$  é o fator de impacto,  $m$  é o MTOW da aeronave (kg),  $g$  é a aceleração da gravidade ( $m/s^2$ ) e  $\theta$  é o ângulo de tombamento lateral, que pode ser calculado pela Eq. (3).

$$F_y = FI \cdot m \cdot g \cdot \cos \theta, \quad (2)$$

onde:  $F_y$  é a carga vertical (N).

$$\theta = \arctan \frac{h}{d}, \quad (3)$$

onde:  $h$  é a altura do avião (m) e  $d$  é a distância horizontal entre a roda e a ponta da aeronave (m).

O valor utilizado para o fator de impacto foi de 2,67, conforme consta em Raymer (1989). Com os dados geométricos da aeronave, obteve-se  $\theta = 7,3^\circ$  e, além disso, o valor para o MTOW foi de 13,6 kg. Portanto, após transferir as cargas para o centro da roda e seus respectivos momentos com relação a este ponto, obtiveram-se os carregamentos presentes na Fig. 1.

Inicialmente, a fim de dimensionar o componente analiticamente, criou-se um algoritmo no software MATLAB (MathWorks (2022)), tendo sido realizada uma simplificação na geometria, isto é, considerou-se que o TPP não possuía curvatura, conforme indica a Fig. 2. Desta forma, transferiram-se as cargas para a região retilínea e foi obtido o número mínimo de camadas de carbono/epóxi, de modo que a geometria simplificada não falhasse.

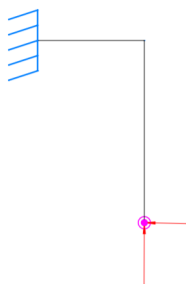


Figura 2: Metade da geometria simplificada para o TPP.

Conforme citado anteriormente, utilizou-se o carbono/epóxi como material de construção, sendo a lâmina de carbono reforçada bidirecionalmente com trama twill, espessura 0,29 mm e gramatura 200 g/m<sup>2</sup>. As propriedades do laminado carbono/epóxi constam na Tab. 1.

Tabela 1: Propriedades do laminado carbono/epóxi.

| Material                          | Laminado carbono/epóxi |
|-----------------------------------|------------------------|
| $E_1/E_2$ (GPa)                   | 47,3/47,3              |
| $G$ (GPa)                         | 14,2                   |
| $\nu_{12}$                        | $4,0 \cdot 10^{-2}$    |
| $\sigma_{ut1}/\sigma_{uc1}$ (MPa) | 631,0/331,0            |
| $\sigma_{ut2}/\sigma_{uc2}$ (MPa) | 631,0/331,0            |
| $\tau_{ult}$ (MPa)                | 142,9                  |
| $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )       | 969,0                  |

Para a obtenção do número mínimo de camadas, analiticamente, considerou-se que o material é ortotrópico sob estado plano de tensão, isto é, cada ponto está sujeito a tensões apenas em um único plano (de Tarso R. Mendonça (2005)). Foi utilizada a teoria clássica da laminação para obtenção das tensões e deformações do plano médio e todas as lâminas foram orientadas com 0°, já que as fibras são bidirecionais e as únicas tensões atuantes são normais (Daniel *et al.* (2006)).

Para prosseguir com o dimensionamento, tornou-se necessário definir um número de camadas inicial  $n$ , a fim de calcular a espessura  $t$  do laminado, conforme a Eq. (4). Fixou-se que a largura  $b$  do TPP é de  $3 \cdot 10^{-2}$  m, por conta de aspectos construtivos. Obtiveram-se as reações no engaste e foram calculados os esforços internos na estrutura simplificada.

$$t = n \cdot e, \quad (4)$$

onde:  $t$  é a espessura do laminado (m),  $n$  é o número de camadas e  $e$  é a espessura da lâmina.

Com os valores máximos para os esforços internos, calcularam-se os esforços normais e de momento, ambos por unidade de comprimento, conforme explicitam as Eq. (5) e Eq. (6).

$$N_x = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \sigma_x \cdot dz = \frac{N_{max}}{b \cdot t} \cdot z \Big|_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} = \frac{N_{max}}{b}, \quad (5)$$

onde:  $N_x$  é o esforço normal por unidade de comprimento (N/m),  $N_{max}$  é o valor máximo do esforço interno normal (N),  $b$  é a largura do TPP (m) e  $z$  é o vetor perpendicular ao plano médio do laminado (m).

$$M_x = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \sigma_x \cdot z \cdot dz = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \frac{M_{max} \cdot z}{I} \cdot z \cdot dz = \frac{M_{max}}{3 \cdot I} \cdot z^3 \Big|_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} = \frac{M_{max} \cdot t^3}{12 \cdot I}, \quad (6)$$

onde:  $M_x$  é o momento por unidade de comprimento (N.m/m),  $M_{max}$  é o valor máximo do momento fletor (N.m) e  $I$  é o momento de inércia de área (m<sup>4</sup>).

O valor do momento de inércia para uma seção retangular é definido pela Eq. (7):

$$I = \frac{b \cdot t^3}{12}, \quad (7)$$

onde:  $t$  é a espessura do laminado (m) e  $b$  é a largura do TPP (m).

É importante mencionar que, no presente estudo, o esforço normal e o momento fletor críticos foram compressivos, isto é, os valores de  $N_{max}$  e  $M_{max}$  foram negativos. Além disso, é possível notar na Eq. (5) que a tensão normal devido ao carregamento axial foi considerada uniforme, enquanto que na Eq. (6), a tensão devido o fletor foi definida como proporcional ao vetor  $z$ , isto é, varia linearmente na seção transversal.

Após obter todos os carregamentos, foram construídas as matrizes de rigidez e de transformação, segundo as Eq. (8) e Eq. (9), respectivamente (Jones (2018)).

$$[Q] = \begin{bmatrix} \frac{E_1^2}{E_1 - \nu_{12}^2 \cdot E_2} & \frac{\nu_{12} \cdot E_1 \cdot E_2}{E_1 - \nu_{12}^2 \cdot E_2} & 0 \\ \frac{\nu_{12} \cdot E_1 \cdot E_2}{E_1 - \nu_{12}^2 \cdot E_2} & \frac{E_1 \cdot E_2}{E_1 - \nu_{12}^2 \cdot E_2} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

onde:  $[Q]$  é a matriz de rigidez do material,  $E_1$  e  $E_2$  são os módulos de elasticidade (Pa) nas direções 1 e 2 (fibra), respectivamente,  $\nu_{12}$  é o coeficiente de Poisson e  $G$  é o módulo de cisalhamento no plano 1-2 (Pa).

$$[T] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2 \cdot m \cdot n \\ n^2 & m^2 & -2 \cdot m \cdot n \\ -m \cdot n & m \cdot n & m^2 - n^2 \end{bmatrix}, \quad (9)$$

onde:  $m = \cos \theta$ ,  $n = \sin \theta$  e  $\theta$  é a orientação da fibra que, no caso estudado, é de  $0^\circ$ .

Com as matrizes de rigidez e de transformação, obteve-se a matriz de rigidez transformada  $[\bar{Q}]$  por meio da Eq. (10). Posteriormente, calcularam-se as matrizes de rigidez extensional, de acoplamento entre esforços no plano e curvaturas no plano médio e de rigidez do laminado a flexão e torção, a partir das Eq. (11), Eq. (12) e Eq. (13), respectivamente.

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1} \cdot [Q] \cdot [T]^{-t}, \quad (10)$$

onde:  $[T]^{-1}$  é a inversa da matriz de transformação,  $[Q]$  é a matriz de rigidez e  $[T]^{-t}$  é a inversa da transposta da matriz de transformação.

$$[A] = \sum_{k=1}^n (t_k - t_{k-1}) \cdot [\bar{Q}], \quad (11)$$

onde:  $[A]$  é a matriz de rigidez extensional,  $t_k$  é a espessura da camada  $k$  e  $n$  é o número de camadas.

$$[B] = \sum_{k=1}^n \left( \frac{t_k^2 - t_{k-1}^2}{2} \right) \cdot [\bar{Q}], \quad (12)$$

onde:  $[B]$  é a matriz de acoplamento entre esforços no plano e curvaturas no plano médio.

$$[D] = \sum_{k=1}^n \left( \frac{t_k^3 - t_{k-1}^3}{3} \right) \cdot [\bar{Q}]. \quad (13)$$

onde:  $[D]$  é a matriz de rigidez a flexão e torção.

Para se obter o vetor contendo as deformações, que foi calculado a partir da Eq. (15), obteve-se a matriz  $[C]$  por meio da Eq. (14), que é a composição das matrizes obtidas nas Eq. (11), Eq. (12) e Eq. (13).

$$[C] = \begin{bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [D] \end{bmatrix}. \quad (14)$$

$$\begin{Bmatrix} \{\epsilon\}^0 \\ \{\kappa\} \end{Bmatrix} = [C]^{-1} \cdot \{F\} = [C]^{-1} \cdot \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y = 0 \\ N_s = 0 \\ M_x \\ M_y = 0 \\ M_s = 0 \end{Bmatrix}, \quad (15)$$

onde:  $\{\epsilon\}^0$  é o vetor deformação no plano médio,  $\{\kappa\}$  é o vetor das curvaturas do plano médio,  $\{F\}$  é o vetor composto pelos carregamentos por unidade de comprimento da seção transversal,  $N_x$  e  $M_x$  foram calculados pelas Eq. (5) e Eq. (6), respectivamente.

Separando as componentes de  $\{\epsilon\}^0$  e de  $\{\kappa\}$ , foi possível calcular o vetor contendo as deformações totais em cada lâmina  $\{\epsilon\}$ , conforme a Eq. (16).

$$\{\epsilon\} = \{\epsilon\}^0 + z \cdot \{\kappa\}. \quad (16)$$

Com as deformações totais ao longo de cada lâmina, foram calculadas as tensões críticas para cada uma por meio da Eq. (17). Além disso, realizou-se a transformação dessas tensões para as direções das fibras usando a Eq. (18) e foi aplicado o Critério de Tsai-Wu por meio da Eq. (20), que indica falha para valores superiores à unidade (Daniel *et al.* (2006)).

$$\{\sigma_{xy}\} = [\bar{Q}] \cdot \{\epsilon\}, \quad (17)$$

onde:  $\{\sigma_{xy}\}$  é o vetor das tensões no plano x-y.

$$\{\sigma_{12}\} = [T] \cdot \{\sigma_{xy}\}. \quad (18)$$

onde:  $\{\sigma_{12}\}$  é o vetor das tensões no plano 1-2, isto é, nas direções das fibras.

Os termos do critério de Tsai-Wu são calculados a partir da Eq. (19).

$$f_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}, \quad f_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}, \quad f_{11} = \frac{1}{X_t \cdot X_c}, \quad f_{22} = \frac{1}{Y_t \cdot Y_c}, \quad f_{12} = -\frac{1}{2} \cdot \sqrt{f_{11} \cdot f_{22}}, \quad f_{66} = \frac{1}{S^2}, \quad (19)$$

onde:  $X_t$  e  $X_c$  são as resistências à tração e compressão, respectivamente, na direção 1;  $Y_t$  e  $Y_c$  são as resistências à tração e compressão, respectivamente, na direção 2; e  $S$  é a resistência ao cisalhamento no plano 1-2.

$$TW = f_1 \cdot \sigma_1 + f_2 \cdot \sigma_2 + f_6 \cdot \tau_{12} + f_{11} \cdot \sigma_1^2 + f_{22} \cdot \sigma_2^2 + f_{66} \cdot \tau_{12}^2 + 2 \cdot f_{12} \cdot \sigma_1 \cdot \sigma_2 + 2 \cdot f_{16} \cdot \sigma_1 \cdot \tau_{12} + 2 \cdot f_{26} \cdot \sigma_2 \cdot \tau_{12}, \quad (20)$$

onde:  $TW$  é o valor obtido pela aplicação do critério de Tsai-Wu;  $\sigma_i$  é tensão normal na direção  $i$ , com  $i = 1, 2$ ;  $\tau_{12}$  é a tensão cisalhante no plano 1-2; e  $f_6 = f_{16} = f_{26} = 0$ .

Para se obter o coeficiente de segurança para cada lâmina, calculou-se o inverso da Eq. (20), conforme indica a Eq. (21).

$$C = \frac{1}{TW}. \quad (21)$$

onde:  $C$  é o coeficiente de segurança.

Aumentou-se o número de camadas  $n$ , até que fosse encontrado um valor acima da unidade para o fator de segurança. Para fazer essa análise, foi criado e implementado um algoritmo em MATLAB (MathWorks (2022)).

Com o número mínimo de camadas encontrado analiticamente, realizou-se uma simulação da geometria original com esta quantidade de camadas usando o método dos elementos finitos por meio do *software Ansys* (Ansys (2022)). Para tanto, foram utilizados os pacotes ACP (Pre) e ACP (Post), além do *Static Structural* (Ansys (2022)). Validou-se a quantidade de camadas encontrada analiticamente, tendo sido encontrado um valor acima de 1,5 para o fator de segurança e valores bastante aceitáveis para os deslocamentos. Desta forma, foram realizadas novas simulações com menos lâminas, a fim de otimizar a massa do componente, até se encontrar o número de camadas que resultasse em um coeficiente de segurança de 1,5. Foram considerados elementos quadriláteros com interpolação quadrática, tendo sido feita a convergência de malha em todas as simulações (Inc. (2013)).

Por fim, tendo em vista a necessidade de executar o ensaio de *drop test* com toda a aeronave, buscou-se adaptar à realidade do aerodesign a norma em of Federal Regulations (2002), mais especificamente a parte 14 CFR 23.725 - *Limit drop tests*. Para tanto, utilizou-se o princípio de conservação da energia, baseando-se nos dados de *wing loading*, conforme consta na Fig. 3, e nas velocidades máximas das aeronaves comerciais monomotoras e bimotoras, que constam na Tab. 2. Aplicou-se a Eq. (22), que está contida em of Federal Regulations (2002), para calcular a altura de queda para cada avião comercial e, posteriormente, foram calculadas as médias das velocidades máximas e dessas alturas. Desta forma, usou-se a Eq. (23) com o objetivo de manter constante o fator de energia de impacto  $EI$  e, assim, obter a altura de queda para a aeronave rádio controlada deste estudo, já que sua velocidade máxima é conhecida e vale 29,0 m/s.

$$H = 3,6 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}, \quad (22)$$

onde:  $H$  é a altura de queda (pol) e  $W/S$  é o *wing loading* (lb/pol<sup>2</sup>).

$$EI = \frac{v_c^2}{h_c} = \frac{v_{DV}^2}{h_{DV}}, \quad (23)$$

onde:  $v_c$  é a média das velocidades máximas dos aviões comerciais (m/s),  $h_c$  é a média das alturas de queda dos aviões comerciais (m),  $v_{DV}$  é a velocidade máxima da aeronave da Draco Volans e  $h_{DV}$  é a altura de queda obtida para a Draco Volans.

**Table 5.5 Wing loading**

| Historical trends              | Typical takeoff $W/S$ (lb/ft <sup>2</sup> ) |
|--------------------------------|---------------------------------------------|
| Sailplane                      | 6                                           |
| Homebuilt                      | 11                                          |
| General aviation—single engine | 17                                          |
| General aviation—twin engine   | 26                                          |
| Twin turboprop                 | 40                                          |
| Jet trainer                    | 50                                          |
| Jet fighter                    | 70                                          |
| Jet transport/bomber           | 120                                         |

Figura 3: **Dados de wing loading.** Fonte: Adaptado de Raymer (1989).

**Tabela 2: Dados para aviões comerciais.**

| Aeronave          | Tipo         | W/S (lb/ft <sup>2</sup> ) | $v_{max}$ (m/s) | Referência        |
|-------------------|--------------|---------------------------|-----------------|-------------------|
| Sêneca I          | Bimotorora   | 26                        | 105,00          | Wikipédia (2022f) |
| Sêneca II         | Bimotorora   | 26                        | 105,00          | Wikipédia (2022g) |
| Sêneca III        | Bimotorora   | 26                        | 105,00          | Wikipédia (2022h) |
| Baron 55          | Bimotorora   | 26                        | 105,56          | Wikipédia (2022b) |
| Baron g58         | Bimotorora   | 26                        | 105,56          | Wikipédia (2022c) |
| Paulistinha CAP-4 | Monomotorora | 17                        | 61,11           | Wikipédia (2022d) |
| Cessna T206H      | Monomotorora | 17                        | 93,61           | do aviador (2022) |
| Piper PA-28       | Monomotorora | 17                        | 63,89           | Wikipédia (2022e) |
| Aero Boero AB-115 | Monomotorora | 17                        | 61,11           | Wikipédia (2022a) |

### 3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Para os esforços internos considerando o dimensionamento analítico, obtiveram-se os gráficos presentes na Fig. 4.

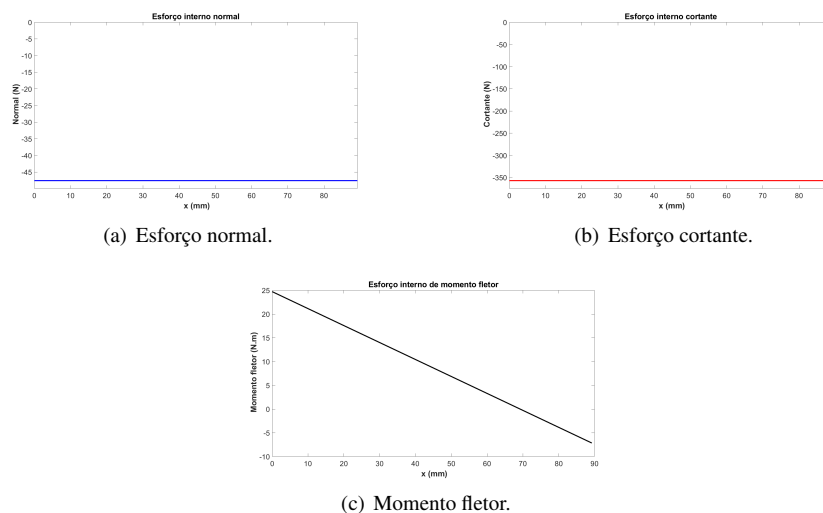


Figura 4: **Esforços internos para o TPP.**

Como esperado, pode-se observar na Fig. 4 que os principais modos de falha existentes no TPP são de flexão, compressão e flambagem.

Como resultado do *loop* criado, obteve-se que o número mínimo de camadas para a geometria simplificada foi de 14, sendo de, aproximadamente 1,2 o fator de segurança para essa situação. Desta forma, a espessura do laminado utilizada para validar o dimensionamento analítico, via elementos finitos, foi de 4,1 mm. Ainda foi plotado o gráfico das tensões ao longo da seção transversal, conforme indica a Fig. 5.

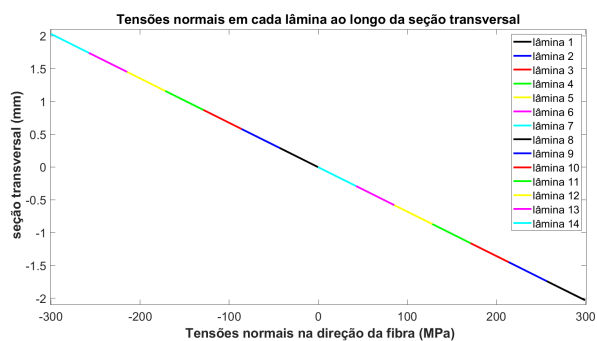


Figura 5: Fluxo de tensões na seção transversal do TPP.

Percebe-se pela Fig. 5 que, quanto mais afastada do plano médio está a lâmina, maiores são as magnitudes das tensões normais a qual está submetida.

Após validar a geometria original com 14 camadas, por meio do *software* Ansys (Ansys (2022)), otimizou-se a massa, retirando uma lâmina por vez, até que se obtivesse um fator de segurança de 1,5, associado com deslocamentos aceitáveis. A configuração resultante foi de 10 camadas, com coeficiente de segurança igual a 1,5, via critério de Tsai-Wu, e deflexão máxima de 2,4 mm, conforme ilustra a Fig. 6.

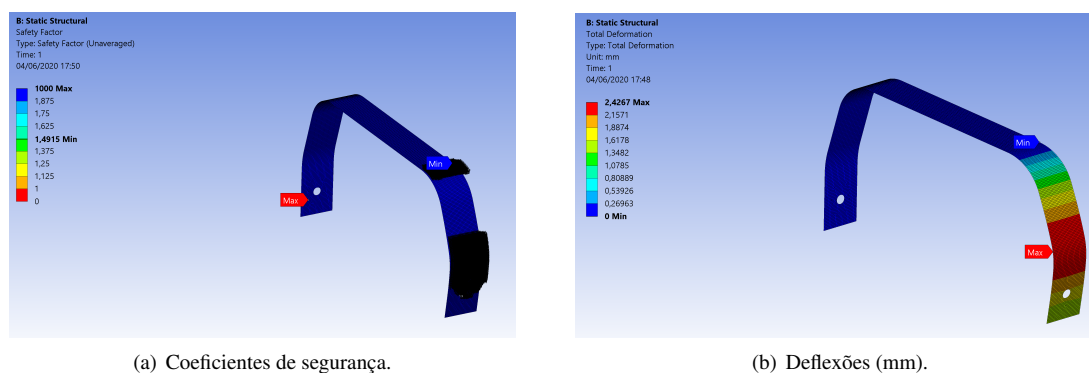


Figura 6: Fatores de segurança e deflexões no TPP.

Como já era esperado, é possível notar na Fig. 6 que a região crítica se encontra no engaste, bem como o máximo deslocamento ocorre nas proximidades do centro da roda.

A partir da aplicação da Eq. (22), obteve-se que a altura média para as aeronaves comerciais é de 426,6 mm. Fazendo-se a média das velocidades máximas da Tab. 2, obtém-se o valor de 89,5 m/s. Desta forma, aplicando-se a Eq. (23), obtém-se o valor de 44,8 mm para a altura de *drop test* da aeronave DVXFW-III, que é um valor bastante inferior ao mínimo proposto pela norma em of Federal Regulations (2002).

#### 4. CONCLUSÃO

A competição SAE Brasil Aerodesign proporciona aos alunos de graduação a chance de aprender metodologias de projeto, desenvolvimento de habilidades analíticas e numéricas, bem como a busca por métodos de validação experimental mesmo com pouca disponibilidade de recursos. Foi possível abordar neste trabalho o fluxo de projeto estrutural do trem de pouso principal, para o ano de 2020 da equipe Draco Volans, desde a definição do layout, otimização de massa e, até mesmo a proposição de adequação da norma que define ensaios *drop test*, para a realidade da competição. *A priori* buscou-se realizar dimensionamento analítico e, posteriormente, validou-se a geometria original usando o método dos elementos finitos, considerando o número mínimo de camadas obtido anteriormente. Por fim, conseguiu-se otimizar a massa, reduzindo de 14 para 10 o número de camadas do laminado e, simultaneamente, manteve-se o fator de segurança próximo de 1,5.

Para o futuro, considera-se importante fazer simulações de pouso com toda a aeronave, de modo a analisar o real impacto no TPP, bem como obter o fluxo de carga aproximado para os demais componentes. Desta forma, será possível otimizar ainda mais o trem de pouso principal, mas também toda a asa.

#### 5. AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer a equipe Draco Volans por ter me proporcionado a experiência única de evoluir como um projetista mecânico. Também estendo os agradecimentos a Universidade de Brasília e aos ex-membros da Draco, os quais sempre me incentivaram a ir mais longe.

## 6. REFERÊNCIAS

- Ansys, 2022. URL <https://www.ansys.com/>.
- Daniel, I.M., Ishai, O., Daniel, I.M. and Daniel, I., 2006. *Engineering mechanics of composite materials*, Vol. 1994. Oxford university press New York. ISBN 978-0-19-515097-1.
- de Tarso R. Mendonça, P., 2005. *Materiais Compostos & Estruturas-Sanduiche*. Editora Manole Ltda. ISBN 85-204-1882-1.
- do avião, P., 2022. “Cessna T206H”. <https://www.portaldoaviador.com/cessna-t206h-stationair-tc-labace-2016/>. Online, acessado em 31/03/2022.
- Inc., A., 2013. “Ansys fluent user’s guide”. *Ansys Fluent*, Vol. 15317, p. 2498.
- Jones, R.M., 2018. *Mechanics of composite materials*. CRC press. ISBN 9781315272986.
- MathWorks, 2022. URL <https://www.mathworks.com/products/matlab.html/>.
- of Federal Regulations, C., 2002. “Part 23 - Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and commuter category airplanes”. <https://www.govinfo.gov/content/pkg/CFR-2002-title14-vol1/pdf/CFR-2002-title14-vol1-sec23-725.pdf>. Online, acessado em 05/04/2022.
- Python, 2022. URL <https://www.python.org/>.
- Raymer, D.P., 1989. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC. ISBN 0-930403-51-7.
- Wikipédia, 2022a. “Aero Boero AB-115”. [https://pt.wikipedia.org/wiki/Aero\\_Boero\\_AB-115](https://pt.wikipedia.org/wiki/Aero_Boero_AB-115). Online, acessado em 31/03/2022.
- Wikipédia, 2022b. “Baron 55”. [https://pt.wikipedia.org/wiki/Beechcraft\\_Baron](https://pt.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_Baron). Online, acessado em 31/03/2022.
- Wikipédia, 2022c. “Baron g58”. [https://pt.wikipedia.org/wiki/Beechcraft\\_Baron](https://pt.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_Baron). Online, acessado em 31/03/2022.
- Wikipédia, 2022d. “Paulistinha CAP-4”. [https://pt.wikipedia.org/wiki/Paulistinha\\_CAP-4](https://pt.wikipedia.org/wiki/Paulistinha_CAP-4). Online, acessado em 31/03/2022.
- Wikipédia, 2022e. “Piper PA-28”. [https://pt.wikipedia.org/wiki/Piper\\_PA-28](https://pt.wikipedia.org/wiki/Piper_PA-28). Online, acessado em 31/03/2022.
- Wikipédia, 2022f. “Sêneca I”. [https://pt.wikipedia.org/wiki/Piper\\_Seneca](https://pt.wikipedia.org/wiki/Piper_Seneca). Online, acessado em 31/03/2022.
- Wikipédia, 2022g. “Sêneca II”. [https://pt.wikipedia.org/wiki/Piper\\_Seneca](https://pt.wikipedia.org/wiki/Piper_Seneca). Online, acessado em 31/03/2022.
- Wikipédia, 2022h. “Sêneca III”. [https://pt.wikipedia.org/wiki/Piper\\_Seneca](https://pt.wikipedia.org/wiki/Piper_Seneca). Online, acessado em 31/03/2022.

## 7. RESPONSABILIDADE AUTORMAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

# **SIZING AND OPTIMIZATION OF A MAIN LANDING GEAR, MANUFACTURED WITH CARBON FIBER, FOR THE RADIO CONTROLLED AIRCRAFT BELONGING TO THE DRACO VOLANS AERODESIGN TEAM**

**Talles Jordan Setúbal Carvalho, talles.jordan88@gmail.com<sup>1</sup>**  
**Braulio Gutierrez Pimenta, braulio.pimenta@gmail.com<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Mechanical Engineering Undergraduate Student, Universidade de Brasília.

<sup>2</sup>Professor of the Mechanical Engineering Department, D.Sc., Universidade de Brasília.

**Abstract:** *The SAE Brasil AeroDesign competition is aimed at engineering students who wish to develop aeronautical design skills and techniques, from aircraft design, to detailed design, construction and testing. The main objectives that must be achieved in the competition are to design an airplane with the lowest possible empty weight and that has the highest payload. In this way, it is necessary to select building materials with low densities and with excellent strength and rigidity. The objective of this study is to describe the sizing and optimization of the main landing gear (TPP) of the DVXFW-III aircraft, whose configuration is a flying wing, designed by Draco Volans for the 22nd SAE Brazil AeroDesign competition. From the analysis of the acting loads, it was considered that the critical situation is the landing with just one touch on the ground, having been used the impact factor of 2,67, as stated in Raymer (1989), and the angle of lateral tipping of 7,3°, arising from the geometric characteristics of the aircraft. Using carbon/epoxy laminate as material, in which the sheet is bidirectional (twill), the TPP was dimensioned using analytical and numerical approaches, the former using the classical theory of lamination (TCL), as stated in de Tarso R. Mendonça (2005), and this one through the finite element method using Ansys software (Ansys (2022)). For the analytical design, the TPP was modeled with simplified geometry and a numerical routine was developed in software MATLAB (MathWorks (2022)), in order to calculate the minimum number of layers for the structure, using the Tsai-Wu failure criterion, with a safety factor of 1,2. Subsequently, after obtaining the minimum number of blades, validation and optimization were performed on the final geometry using the finite element method using the software Ansys (Ansys (2022)). With the design methodology followed, the number of layers was reduced and a safety factor of 1,5 was reached. The results showed that the main failure modes of TPP are by bending, compression and buckling. Furthermore, it was concluded that the further away from the median plane the sheet is, the greater are the magnitudes of the normal stresses to which it is subjected. Finally, a proposal is presented to adapt the standard in of Federal Regulations (2002) to the reality of aerodesign, more specifically the part 14 CFR 23.725 - Limit drop tests, using the principle of conservation of energy. It was concluded that the drop test height for the DVXFW-III aircraft is about 45 mm, which is a value much lower than the minimum proposed by the standard.*

**Keywords:** *Optimization, TPP, Finite Element Method, Tsai-Wu Criterion, Carbon Fiber.*