



XI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA  
DE 07 A 11 DE AGOSTO DE 2022, TERESINA-PI, BRASIL

## ANÁLISE ESTRUTURAL DA ASA DE UMA 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, incluindo construção e ensaios. 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. O principal objetivo a ser atingido na competição SAE Brasil AeroDesign é de projetar um avião com o menor peso vazio possível e que possua a maior carga paga prevista. A partir das 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 MTOW (Maximum Take-Off Weight). 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, conseqüentemente, os carregamentos mais severos são repassados para a área de estruturas. O objetivo deste estudo é descrever as análises estruturais para as longarinas principal e secundária, bem como o dimensionamento de toda a asa, considerando a aeronave DVXFW-III, cuja configuração é de asa voadora e que foi projetada pela Draco Volans para a 22ª competição SAE Brasil AeroDesign. Após os carregamentos críticos de voo serem obtidos, os quais ocorrem nas situações com elevon defletido a +15° e -15°, foram calculados os esforços internos, definindo então a posição de cada longarina e se seguindo com o dimensionamento analítico. Posteriormente, na tentativa de otimizar as longarinas e perfis para minimizar peso sem carga, analisou-se a asa usando o método de elementos finitos, a partir do software Nastran (Nastran (2022)). Para minimizar o MTOW, foram utilizados madeira balsa e tubos de carbono como materiais de construção e, pelo fato de não serem isotrópicos, usou-se como critério de falha o da máxima tensão, considerando as direções principais das fibras. Com a análise numérica foi possível reduzir cerca de 30 % da massa da asa, mantendo uma ótima rigidez e resistência com um coeficiente de segurança de 1,7.

**Palavras-chave:** Otimização, Longarina, Método dos Elementos Finitos, Critério da Máxima Tensão, Eficiência Estrutural.

### 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. 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.

O principal objetivo a ser atingido na competição SAE Brasil AeroDesign é de projetar um avião com o menor peso vazio possível e que possua a maior carga paga. A partir das 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 MTOW (Maximum Take-Off Weight).

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 conseqüentemente, os carregamentos mais severos são repassados para a área de estruturas.

O objetivo deste estudo é descrever as análises estruturais para as longarinas principal e secundária, bem como o dimensionamento de toda a asa, considerando a aeronave DVXFW-III, cuja configuração é de asa voadora e que foi projetada pela Draco Volans para a 22ª competição SAE Brasil AeroDesign.

O trabalho é organizado em 8 seções e aborda desde a revisão teórica, até a responsabilidade autoral. A seção 2 apresenta uma breve revisão bibliográfica, a partir de projetos de graduação com temas similares. Na seção 3 é descrita toda a metodologia de dimensionamento, fazendo-se a exposição das equações utilizadas e contemplando os critérios adotados. Na seção 4 são apresentados os resultados obtidos e as discussões pertinentes sobre eles. A seção 5 aborda as principais conclusões obtidas e estudos de otimização para o futuro. Nas seções 6 e 7 são feitos os agradecimentos e apresentadas as referências bibliográficas, respectivamente. Por fim, na seção 8 é reiterada a responsabilidade autoral.

## 2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nesta seção serão feitos breves resumos acerca de dois projetos de graduação, que possuem temas similares ao deste estudo. Vale destacar que, pelo fato de ser uma aplicação específica e se tratar de um projeto consideravelmente longo, não serão abordadas especificidades teóricas, sendo estas, quando pertinentes, aprofundadas na próxima seção.

### 2.1 Análise Estrutural Do Conjunto Asa-Fuselagem De Uma Aeronave De Aerodesign

O projeto desenvolvido por de Oliveira *et al.* (2020) se refere a uma aeronave rádio controlada participante da competição SAE Brasil Aerodesign, em que foi desenvolvida uma análise estrutural na asa e fuselagem, via método dos elementos finitos. Foram consideradas as distribuições de sustentação e momento aplicados no quarto de corda, considerando a aeronave em voo nivelado, a partir dos coeficientes aerodinâmicos extraídos do software AVL (Drela and Youngren (2022)).

A geometria utilizada para a longarina foi de seção retangular vazada, visando maior resistência e facilidade construtiva. A fixação entre a asa e a fuselagem foi feita por meio de seis parafusos que passavam pelas duas nervuras centrais, portanto foram necessários reforços estruturais nesses perfis.

Para garantir que a metodologia numérica adotada fosse confiável, foi feita a comparação entre os resultados analíticos de um problema conhecido e os resultados numéricos obtidos na resolução do mesmo problema com a aplicação do método dos elementos finitos no software Ansys (Ansys (2022)). As condições de contorno aplicadas nas estruturas foram de fixação entre a asa e a fuselagem e a aplicação dos principais carregamentos atuantes nelas. Também foram inseridas cargas pontuais que representam outros componentes acoplados à asa e à fuselagem.

de Oliveira *et al.* (2020) analisaram os impactos no comportamento estrutural, devido algumas alterações na geometria da asa, com o incremento de uma longarina secundária. Esta situação não tinha sido estudada com profundidade por parte da equipe à época. Foi constatado que a inserção da longarina secundária reduziu os deslocamentos transversal e torcionais em cerca de 1 %, logo o acréscimo de massa não valeria a pena.

Por fim, foram utilizados três critérios de falha para analisar as tensões e deformações: critérios da máxima tensão, máxima deformação e Tsai-Wu. Os valores para os coeficientes de segurança foram próximos, sendo 1,7 para Tsai-Wu e máxima deformação e 2,1 para a máxima tensão. As maiores tensões ocorreram nas regiões centrais e os maiores deslocamentos aconteceram na ponta da asa, como já era esperado.

### 2.2 Otimização Estrutural De Longarinas Para Aeronaves SAE Aerodesign

O principal objetivo do trabalho desenvolvido por Machado (2018) foi otimizar a longarina utilizada na aeronave da equipe de AeroDesign da UFMG (Uai! Sô, Fly!!!), em 2015, em que se busca minimizar ao máximo o seu peso, mas mantendo a confiabilidade e segurança da estrutura. Para tanto foram geradas rotinas no software MATLAB (MathWorks (2022)) de forma a se obter a melhor combinação de geometria, com posterior análise detalhada utilizando o método de elementos finitos.

Após construir o diagrama V-n, obteve-se a distribuição de sustentação por meio do método de Stender (ISCOLD (2002)). Com o objetivo de explorar novas possibilidades de geometria, em relação à utilizada pela equipe, Machado (2018) optou por parametrizar as mesas de tração e compressão, não como retas afiladas, conforme no projeto original, mas por curvas de Bezier.

Assim como no projeto original, foram adotadas fibras de carbono unidirecionais e bidirecionais como materiais. Para otimizar a geometria, foram utilizadas funções dentro da função “ga”, do MATLAB (MathWorks (2022)), que calcula o mínimo de uma função utilizando um algoritmo genético. Para fins de simplificação quanto à aplicação das cargas, optou-se por reduzir o número de seções.

Para a transmissão das cargas à longarina, utilizou-se o elemento RBE3 no Nastran (Nastran (2014)), o qual interpola o valor da força aplicada a vários nós sem inserir nenhuma rigidez na estrutura. Por fim, utilizando o método de elementos finitos, obteve-se a distribuição de tensão por meio da tensão equivalente de Von Mises.

## 3. METODOLOGIA

O principal objetivo a ser atingido na competição SAE Brasil AeroDesign é o de projetar um avião com o menor peso vazio possível e que possua a maior carga paga. Há sete áreas de projeto na equipe, 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, logo é a subequipe responsável por otimizar a aeronave.

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 MTOW (Maximum Take-Off Weight). 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 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 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.

Para minimizar o MTOW e manter uma eficiência estrutural adequada, ou seja, atingir uma boa razão entre as rigidezes e peso, optou-se por, inicialmente, dimensionar as longarinas principal e secundária analiticamente e, posteriormente, realizar a análise numérica de toda a asa para efetuar alívios estruturais nas regiões menos solicitadas dos perfis e reduzir as dimensões das estruturas, quando possível. As principais dimensões da aeronave DVXFW-III, bem como o desenho de sua montagem, podem ser visualizados na Tab. 1 e Fig. 1, respectivamente.

Tabela 1: Dimensões da aeronave DVXFW-III.

Envergadura (m)	2,43
Largura máxima (m)	0,77
Área da asa (m <sup>2</sup> )	1,45
Corda média aerodinâmica (m)	0,61

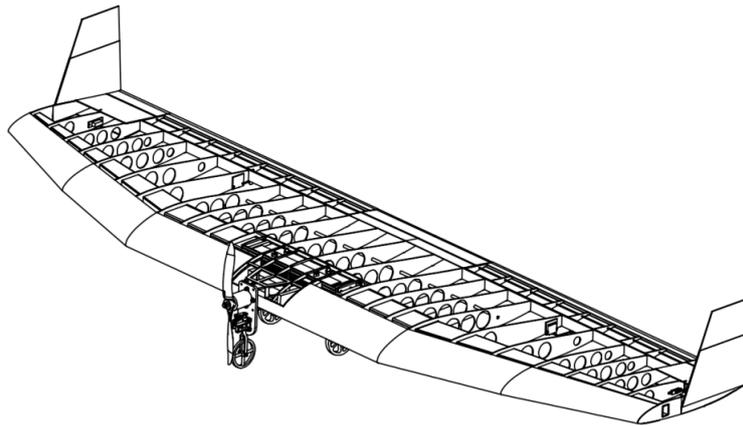


Figura 1: Montagem final da aeronave DVXFW-III.

As situações críticas de voo foram analisadas pela subequipe de Cargas e Aeroelasticidade, sendo testadas as condições com elevon defletido a +15° e -15°, considerando uma velocidade máxima de 29 m/s. Após a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos, foram calculados os carregamentos de sustentação, arrasto e momento, por unidade de envergadura, utilizando as Eq. (1), Eq. (2) e Eq. (3), respectivamente. Os coeficientes estão convencionados considerando-se o posicionamento no quarto de corda. Os fatores de carga analisados para as diferentes velocidades podem ser visualizados no Diagrama V-n, que consta na Fig. 2.

$$L = \frac{1}{2} \cdot \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot c_l}{b}, \quad (1)$$

onde:  $L$  é o vetor da distribuição de sustentação da seção da asa (N/m),  $\rho_{\infty}$  é a massa específica do ar (kg/m<sup>3</sup>),  $V_{\infty}$  é a velocidade de referência (m/s),  $S$  é a área planar da asa (m<sup>2</sup>),  $c_l$  é um vetor com os coeficientes de sustentação de cada seção e  $b$  é a envergadura (m).

$$D = \frac{1}{2} \cdot \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot c_d}{b}, \quad (2)$$

onde:  $D$  é o vetor da distribuição de arrasto (N/m) e  $c_d$  é um vetor com os coeficientes de arrasto de cada seção.

$$M = \frac{1}{2} \cdot \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot c \cdot c_m}{b}, \quad (3)$$

onde:  $M$  é o vetor da distribuição do momento (N.m/m),  $c_m$  é um vetor com os coeficientes de momento e  $c$  é a corda média aerodinâmica (m).

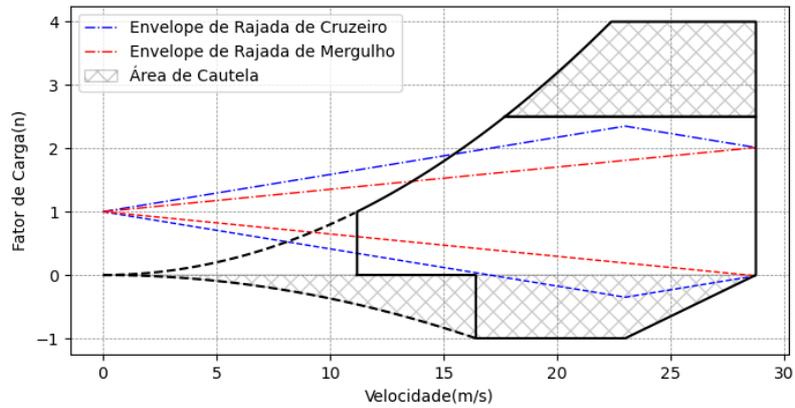


Figura 2: **Diagrama V-n.**

Após a obtenção dos carregamentos distribuídos, foram definidos os posicionamentos finais das longarinas, a fim de transferir as cargas para o centro de suas respectivas seções, considerando que a principal e secundária suportariam, respectivamente, 100 % e 40 % das cargas. Em seguida, foram calculados os esforços internos normal, cisalhante, de flexão e torção, para ambas as situações de voo, a fim de dimensionar as estruturas.

Visando minimizar o peso vazio da aeronave, optou-se pela seleção de materiais de baixa densidade e com excelente resistência, tais como madeira balsa, laminado de carbono/epóxi, para fazer as juntas e conexões, e tubos de carbono pultrudados e uni-roll-wrapped. A Tab. 2 contém as propriedades mecânicas nas direções 1 e 2, além das densidades, para os materiais utilizados.

Tabela 2: **Propriedades mecânicas dos materiais utilizados.**

Material	$E_1/E_2$ (GPa)	G (GPa)	$\sigma_{ut1}/\sigma_{uc1}$ (MPa)	$\sigma_{ut2}/\sigma_{uc2}$ (MPa)	$\tau_{ult}$ (MPa)	$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )
Laminado carbono/epóxi	47,3/47,3	14,2	631,0/331,0	631,0/331,0	142,9	969,0
Tubos pultrudados	134,0/-	50,6	1650,0/-	1650,0/-	41,4	1500,0
Tubos uni-roll-wrapped	117,2/-	9,0	1896,0/910,0	1896,0/910,0	103,4	1520,0
Madeira balsa	1,5/3,2e <sup>-2</sup>	1,3e <sup>-1</sup>	12,4/4,2	1,0/1,0	2,1	160,0

Para o dimensionamento da longarina principal, foram considerados dois modos de falha principais: flexão e torção, considerando atuação dos elevons defletidos a +15° e -15°, respectivamente. Foi definida geometria em caixão, constituída de tubos pultrudados nos vértices unidos por placas de balsa, conforme indica a Fig. 3. Devido a isso, utilizou-se a teoria de barras constituídas de vários materiais para a análise de flexão (Beer *et al.* (2011)). Para a análise de torção, considerou-se a teoria de eixos vazados não circulares de paredes finas, sendo a tensão cisalhante calculada, tanto para a balsa, quanto para os tubos, considerando a espessura de cada material (Beer *et al.* (2011)). O critério de falha adotado foi o da máxima tensão.

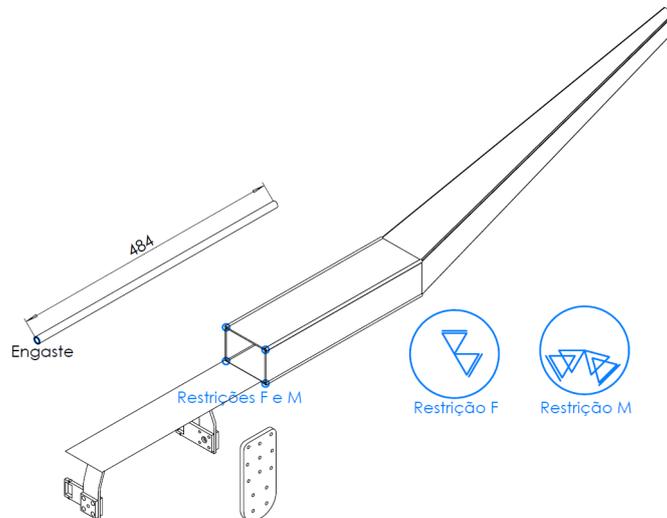


Figura 3: **Longarinas principal e secundária.**

Para o cálculo do ângulo de torção foram utilizados métodos de energia, a partir da energia de deformação e aplicação

do teorema de Castigliano (Beer *et al.* (2011)). Para calcular a densidade de energia de deformação, utilizou-se a Eq. (4).

$$u = \frac{dU}{dV}, \quad (4)$$

onde:  $u$  é a densidade de energia de deformação ( $J/m^3$ ),  $U$  é a energia de deformação (J) e  $V$  é o volume ( $m^3$ ).

Como a formulação de torção é de eixos vazados de paredes finas, o elemento diferencial de volume pode ser aproximado pela Eq. (5).

$$dV = s(x) \cdot t \cdot dx, \quad (5)$$

onde:  $s(x)$  é o comprimento da seção transversal (m),  $t$  é a espessura da seção (m) e  $dx$  é o elemento diferencial de comprimento (m).

Como foram consideradas tensões no regime linear, pode-se relacionar a densidade de energia de deformação com a tensão cisalhante, conforme a Eq. (6).

$$u = \frac{\tau_{xy}^2}{2 \cdot G}, \quad (6)$$

onde:  $\tau_{xy}$  é a tensão de cisalhamento (Pa) e  $G$  é o módulo de cisalhamento (Pa).

A tensão de cisalhamento foi calculada a partir da Eq. (7).

$$\tau_{xy} = \frac{M_t}{2 \cdot t \cdot \alpha}, \quad (7)$$

onde:  $M_t$  é o esforço interno de torção (N.m) e  $\alpha$  é a área da seção transversal delimitada pela linha de centro ( $m^2$ ).

Combinando as Eq. (4), Eq. (5), Eq. (6) e Eq. (7), obteve-se a Eq. (8), que é uma equação diferencial ordinária para a energia de deformação.

$$dU = \frac{M_t^2 \cdot s(x)}{8 \cdot G \cdot t \cdot \alpha^2(x)} \cdot dx. \quad (8)$$

Para resolver a Eq. (8), usou-se inicialmente o módulo de cisalhamento da balsa. Posteriormente, a fim de obter um resultado mais realista e confiável, foi realizada uma simulação da geometria final, aplicando-se um torque de 1 N.m na ponta da longarina, conforme ilustra a Fig. 4. Com o valor do ângulo de torção, calculou-se a energia de deformação a partir da Eq. (9).

$$U = \frac{1}{2} \cdot T \cdot \phi, \quad (9)$$

onde:  $T$  é o torque aplicado (N.m) e  $\phi$  é o ângulo de torção na ponta (rad).

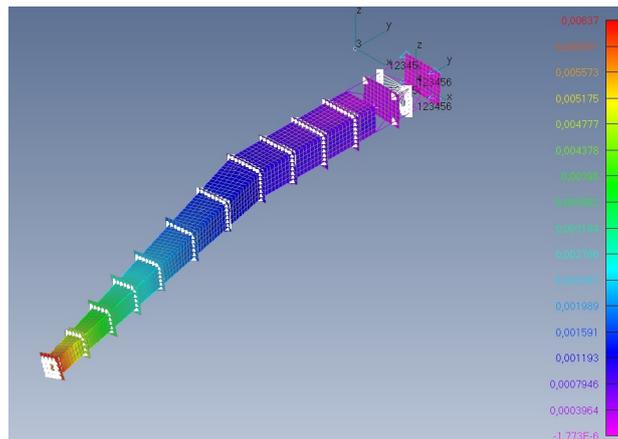


Figura 4: Simulação da longarina principal, para obtenção do módulo de cisalhamento.

Além disso, é possível manipular a Eq. (10) e obter o módulo de cisalhamento da composição balsa-carbono por meio da Eq. (11).

$$U = \int_0^L \frac{T^2}{2 \cdot G \cdot J} dx = \int_0^{L_r} \frac{T^2}{2 \cdot G \cdot J} dx + \int_{L_r}^L \frac{T^2}{2 \cdot G \cdot J} dx = \frac{T^2 \cdot L_r}{2 \cdot G \cdot J_r} + \frac{T^2 \cdot (L - L_r)}{2 \cdot G \cdot J_{med}^*}, \quad (10)$$

$$G = \frac{T^2}{2 \cdot U} \cdot \left( \frac{L_r}{J_r} + \frac{L - L_r}{J_{med}^*} \right), \quad (11)$$

onde:  $J_r$  é o momento polar de inércia da parte reta ( $m^4$ ),  $J_{med}^*$  é o momento polar médio da região afilada,  $L$  é o comprimento total da longarina e  $L_r$  é o comprimento da parte reta.

É importante destacar o uso de  $J_{med}^*$  para fins de simplificação do problema. O valor resultante encontrado para  $G$  foi de 0,38 GPa. Por fim, obteve-se a energia de deformação resolvendo a Eq. (8) por meio do método de Runge-Kutta de quarta ordem e foi aplicado o Teorema de Castigliano por meio da Eq. (12), para obter o ângulo de torção na asa.

$$\phi = \frac{\partial U}{\partial M_t}. \quad (12)$$

Para dimensionar a longarina secundária foram usados 40 % dos carregamentos, conforme citado anteriormente. Por conta dos valores elevados para o esforço interno de torção, foram selecionados tubos de carbono do tipo uni-roll-wrapped, pois possuem maior resistência ao cisalhamento quando comparados aos tubos pultrudados. Após a obtenção dos esforços internos e seus valores máximos, foram calculadas as tensões normais e cisalhantes e obtidos os coeficientes de segurança via critério da máxima tensão. Por fim, foram calculadas as deflexões transversais e angulares. Como seria feita a análise numérica da asa, os valores dos deslocamentos obtidos analiticamente serviram de parâmetros secundários para a escolha do tubo utilizado.

Para o dimensionamento dos perfis, bem como para a análise da asa utilizando o método dos elementos finitos, foram obtidas as forças nas regiões entre os perfis, por meio de integração numérica, conforme ilustra a Fig. 5. Com a combinação das forças e momentos máximos e considerando que o perfil é uma placa retangular, obteve-se a espessura mínima do perfil, utilizando, tanto a teoria de viga de Euler-Bernoulli, quanto a teoria de viga de Timoshenko (Gere and Timoshenko (1961)). Após a obtenção da espessura, ainda foi realizada uma análise simplificada de flambagem, sendo que a carga compressiva foi oriunda do arrasto aerodinâmico. Importante citar que, para as simulações, considerou-se a balsa como um material ortotrópico (Laboratory (1987)).

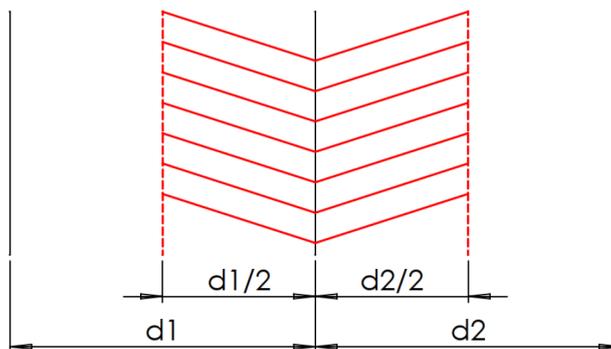


Figura 5: Região de integração para obtenção dos carregamentos.

Por fim, com as longarinas e perfis dimensionados analiticamente, realizou-se a simulação da asa via método dos elementos finitos utilizando o software Nastran (Nastran (2022)), objetivando reduzir a massa por meio de alívios nas nervuras em regiões menos solicitadas. Foram considerados elementos de viga para os tubos (CBEAM) e elementos de placa para as chapas de balsa (CQUAD4) (Nastran (2014)). Foi utilizado o método implícito para a solução do problema, com integração reduzida. Além disso, para distribuir as cargas resultantes para as regiões de conexão dos perfis com as longarinas, foi usado o elemento RBE3 (Nastran (2014)), pelo fato de não adicionar rigidez à estrutura. A condição de contorno utilizada foi de engaste na raiz da asa, mais especificamente na fuselagem. Foi feita a convergência de malha, sendo que os valores convergiram para cerca de 13.000 elementos, conforme em Filho (2021).

#### 4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Para a longarina principal, obtiveram-se os esforços internos que constam na Fig. 6. Para a parte reta, foram selecionados tubos pultrudados com diâmetros externo e interno de 5,0 mm e 3,1 mm, respectivamente. Já para a região com afilamento, usaram-se tubos pultrudados de seção cheia, com diâmetro de 1,8 mm. Salienta-se que em toda a longarina foram usadas chapas de balsa com 2,3 mm de espessura. Os coeficientes de segurança resultantes da aplicação do critério da máxima tensão para tensões normais e cisalhantes foram, respectivamente, 3,2 e 1,7.

Para os deslocamentos transversais, após aplicar a equação da linha elástica, obteve-se 12,2 mm de flecha na ponta da asa. Já para o ângulo de torção, foi encontrado o valor de 3,9° na região inicial da longarina, após ter sido aplicado o teorema de Castigliano.

Na longarina secundária, os esforços internos podem ser visualizados na Fig. 7. Foi selecionado o tubo uni-roll-wrapped com diâmetros externo e interno de 11,2 mm e 9,5 mm, respectivamente, que originou um fator de segurança de 1,4. Importante mencionar que as deflexões foram obtidas, mas não foram usadas como critério principal para a seleção do tubo, pois a carga foi arbitrada e a simulação em elementos finitos mostraria os reais deslocamentos do componente.

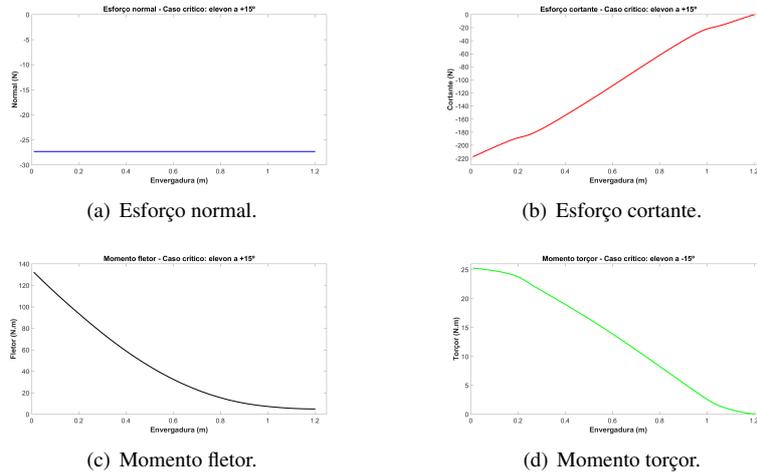


Figura 6: Esforços internos para a longarina principal, considerando carregamentos críticos.

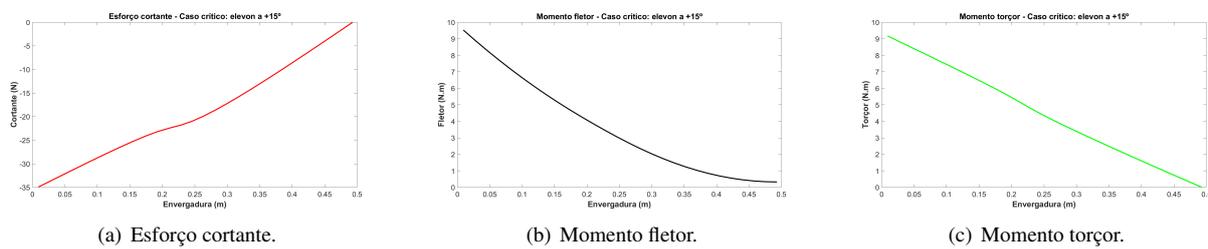


Figura 7: Esforços internos para a longarina secundária, considerando carregamentos críticos.

Conforme explicado na seção anterior, foi feito um dimensionamento preliminar para as nervuras, visando encontrar sua espessura mínima e validar o valor utilizado pela equipe, isto é, 2,3 mm. A Fig. 8 ilustra as cargas críticas obtidas via integração. Foram usadas as teorias de viga de Euler-Bernoulli e Timoshenko para a análise, pois a razão entre o comprimento e a altura da seção foi muito pequena. Pelo fato de o módulo de cisalhamento da balsa ser pequeno e este influenciar diretamente no esforço cortante proposto por Timoshenko, a análise via Euler-Bernoulli retornou valores mais severos. Obteve-se como espessura mínima o valor de 0,9 mm, logo a espessura usada pela Draco é bastante segura. Foi feita ainda uma análise de flambagem, porém os fatores de segurança foram altíssimos, porque a longarina está muito próxima ao quarto de corda e a resultante do arrasto foi pequena.

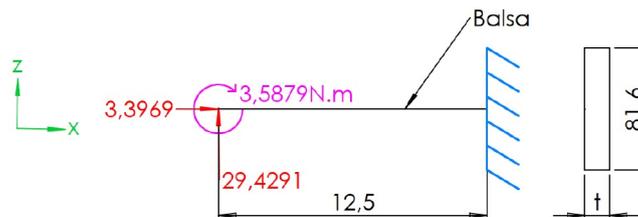


Figura 8: Desenho esquemático para a condição de contorno do perfil e carregamentos críticos.

Por fim, para validar e otimizar os componentes dimensionados anteriormente, foram realizadas análises em toda a asa por meio do método dos elementos finitos, no software Nastran (Nastran (2022)), considerando os parâmetros explicitados na seção anterior. As distribuições de tensão para a asa, sem considerar alívios nas nervuras, podem ser visualizadas na Fig. 9. Percebe-se que as tensões são maiores na situação com elevon a  $+15^\circ$ , mas que o fator de segurança da aeronave ainda estava em torno de 1,8. Portanto, aliviaram-se os perfis nas regiões com baixas tensões direcionais. Por conta das baixas tensões na longarina secundária, selecionou-se um tubo menor, com diâmetros externo e interno de 7,4 mm e 6,2 mm, respectivamente.

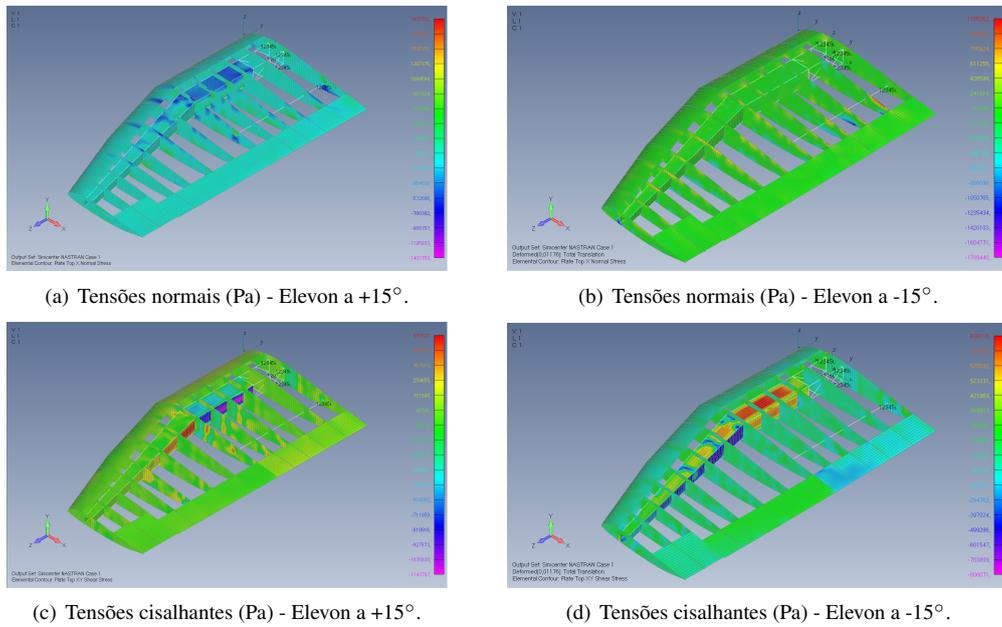


Figura 9: Distribuições de tensão na asa, sem alívios nas nervuras.

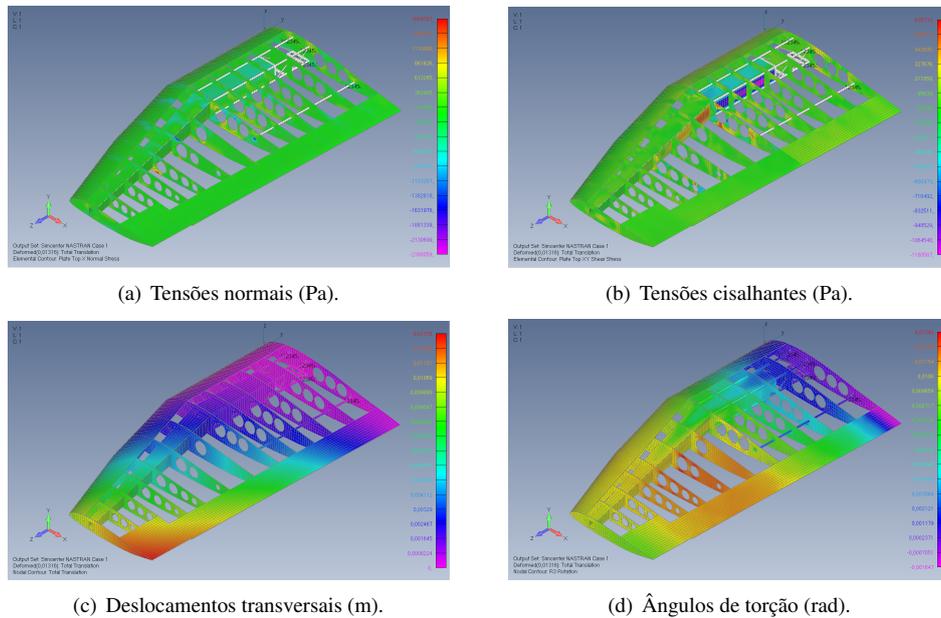


Figura 10: Distribuições de tensão e deflexão na asa, com alívios nas nervuras.

As tensões e deslocamentos da asa, considerando as alterações citadas acima, podem ser visualizadas na Fig. 10. Pode-se observar que as alterações nas tensões foram mínimas e que o coeficiente de segurança da asa resultou em 1,7, mesmo com cerca de 30 % a menos de massa. Além disso, o deslocamento transversal foi de apenas 13,2 mm e o ângulo de torção crítico ficou em torno de 0,8°, ou seja, com baixo peso vazio, a asa apresentou boa rigidez e resistência. Ademais, verificou-se boa concordância com os modelos analíticos.

## 5. 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 experimentais, mesmo com pouca disponibilidade de recursos. Foi possível abordar neste trabalho, mesmo que de forma breve, o fluxo do projeto estrutural da asa da equipe Draco Volans, desde a definição do layout, até a otimização da massa. A priori, buscou-se dimensionar os componentes da asa de forma analítica. Posteriormente, analisaram-se as geometrias resultantes usando o método dos elementos finitos para validar os outputs encontrados. Por fim, conseguiu-se otimizar a massa em cerca de 30 %, a partir dos alívios nas nervuras e redução do diâmetro do tubo da longarina secundária e, simultaneamente, manter o fator de segurança acima de 1,5.

Para o futuro, considera-se importante analisar com mais refino as tensões e deflexões nas junções e conexões da

asa. Ademais, fazer simulações de pouso fará com que os principais modos de falha sejam analisados numericamente, permitindo, desta forma, otimizar com maior segurança a região central da aeronave.

## 6. AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer a equipe Draco Volans por ter me proporcionado a experiência única de evoluir como um projetista mecânico. Estendo os agradecimentos a Universidade de Brasília e aos ex-membros da Draco, em especial, a meu amigo Gilberto de Sousa Pinheiro Filho, com quem trabalhei na equipe por quatro anos.

## 7. REFERÊNCIAS

- Ansys, 2022. URL <https://www.ansys.com/>.
- Beer, F.P., Johnston, E.R., DeWolf, J.T. and Mazurek, D.F., 2011. *Mecânica dos materiais*. Amgh Porto Alegre.
- de Oliveira, J.R.S. *et al.*, 2020. “Análise estrutural do conjunto asa-fuselagem de uma aeronave de aerodesign”.
- Drela, M. and Youngren, H., 2022. URL <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>.
- Filho, G.d.S.P., 2021. “Procedimento de análise aeroelástica numérica para protótipo de asa voadora de pequeno porte”.
- Gere, J.M. and Timoshenko, S.P., 1961. *Theory of elastic stability*.
- ISCOLD, P.H., 2002. “Introdução às cargas nas aeronaves”. *Belo Horizonte, Brasil: Universidade*.
- Laboratory, F.P., 1987. *Wood handbook: wood as an engineering material*. 72. The Laboratory.
- Machado, L.C., 2018. “Otimização estrutural de longarinas para aeronaves sae aerodesign”.
- MathWorks, 2022. URL <https://www.mathworks.com/products/matlab.html/>.
- Nastran, 2022. URL <https://www.plm.automation.siemens.com/global/pt/products/simcenter/simcenter-nastran.html>.
- Nastran, N., 2014. “Element library reference”. *Plano, TX: Siemens PLM Software*.
- Python, 2022. URL <https://www.python.org/>.

## 8. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

# STRUCTURAL ANALYSIS OF THE WING OF A RADIO CONTROLLED AIRCRAFT, BELONGING TO THE DRACO VOLANS AERODESIGN TEAM

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>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, including construction and testing. There are currently three distinct categories: regular, advanced and micro, each with specific requirements. The Draco Volans competition team, which represents the University of Brasília (UnB) in the regular class, has seven project areas, one of which is the area of structures and structural tests, which is responsible for dimensioning all the mechanical components of the plane, as well as how to validate them through tests and simulations. The main objective to be achieved in the SAE Brasil Aero-Design competition is to design an airplane with the lowest possible empty weight and with the highest expected payload. From the geometric restrictions imposed by the organizing committee, an algorithm is made in Python (Python (2022)) that generates the optimal configurations, that is, those that maximize the MTOW (Maximum Take-Off Weight). From the selection of the best aircraft, which also considers constructive aspects, aerodynamic analyzes are carried out and the loads acting in critical flight conditions and, consequently, the most severe loads are transferred to the structures area. The objective of this study is to describe the structural analysis for the main and secondary spars, as well as the sizing of the entire wing, considering the DVXFW-III aircraft, whose configuration is a flying wing and which was designed by Draco Volans for the 22nd SAE Brazil AeroDesign competition. After the critical flight loads were obtained, which occur in situations with elevon deflected at +15° and -15°, the internal forces were calculated, defining the position of each spar and following with the analytical design. Subsequently, in an attempt to optimize the spars and profiles to minimize unloaded weight, the wing was analyzed using the finite element method, using the Nastran software (Nastran (2022)). To minimize the MTOW, balsa wood and carbon tubes were used as construction materials and, as they are not isotropic, the maximum stress failure criterion was used, considering the main directions of the fibers. With the numerical analysis, it was possible to reduce about 30 % of the wing mass, maintaining an excellent rigidity and resistance with a safety factor of 1,7.*

**Keywords:** *Optimization, Stringer, Finite Element Method, Maximum Stress Criterion, Structural Efficiency.*