



PROJETO ESTRUTURAL DA FUSELAGEM TRELIÇADA DE UM AEROMODELO NOS REQUISITOS DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN – CLASSE REGULAR

Thais Cristina Barbosa Souza, barbosasouzat@gmail¹
Thaíres Vieira Ferreira, thairesvieira472@gmail.com²

¹Universidade Federal do Pará – Campos Tucuruí, Rua Itaipu, 36 – Vila Permanente, Tucuruí – PA, 68464-000.

²Universidade Federal do Pará – Campos Tucuruí, Rua Itaipu, 36 – Vila Permanente, Tucuruí – PA, 68464-000.

Resumo. A competição SAE Brasil AeroDesign organizada pela Sociedade Americana de Engenheiros Automotivos, tem por objetivo através da competição avaliar projetos e construção de aeronaves por alunos de Engenharia das mais diversas Universidades brasileiras e do exterior. Esse trabalho apresenta dimensionamento da fuselagem de um aeromodelo construído pela equipe “Dumont AeroDesign”, coordenados pelos professores Leopoldo Pacheco Bastos e Walter dos Santos Sousa, obedecendo aos requisitos da competição para a Classe Regular. Esta fuselagem do tipo treliçada, foi projetada para suportar o peso da carga paga, contida em seu interior e também as cargas combinadas provenientes das outras partes do aeromodelo. Para tanto a metodologia utilizada para a execução do projeto foi embasada em quatro etapas, bem como determinação das dimensões da fuselagem, seleção do material, determinação das cargas e dimensionamento da estrutura.

Palavras chave: Fuselagem. Trelaçada. Aeromodelo. Dimensionamento estrutural.

1. INTRODUÇÃO

Uma aeronave é uma máquina bastante complexa constituída por inúmeras estruturas formadas por sub-conjuntos. O conjunto principal é constituído pela fuselagem ou corpo principal, por estabilizadores ou empenagem como é comumente chamada, pelas asas, pelas superfícies de controle de voo e pelo trem de pouso. A união desses componentes forma a estrutura completa da aeronave. Os sub-conjuntos são constituídos por várias partes secundárias denominadas componentes estruturais (longarinas, nervuras, cavernas, etc.). Estes componentes destinam-se, na sua maioria, a suportar cargas como tração, compressão, torção e flexão, sendo a resistência o seu principal requisito (AGUILERA, 2007).

Esse trabalho tem como objetivo apresentar uma das mais diversas formas de se dimensionar uma fuselagem de um protótipo aéreo rádio controlado, com eficiência nos requisitos de resistência, leveza e fabricação. O desenvolvimento dessa é baseado nas normas da competição SAE Brasil AeroDesign – Classe Regular. Segundo o regulamento da competição os aeromodelos devem carregar uma carga que deve ter, no mínimo, o dobro do peso da aeronave, sendo assim, a estrutura do protótipo deve ser leve e resistente, para que possa suportar a carga introduzida em sua fuselagem e os tipos de tensões atuantes no momento do voo. Dentre os modelos de fuselagens conhecidas, a escolhida para esse trabalho será a estrutura treliçada, pois além de ser de mais fácil construção apresenta uma boa relação custo benefício.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA E FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1. Conceito geral sobre aeronaves de asas fixas

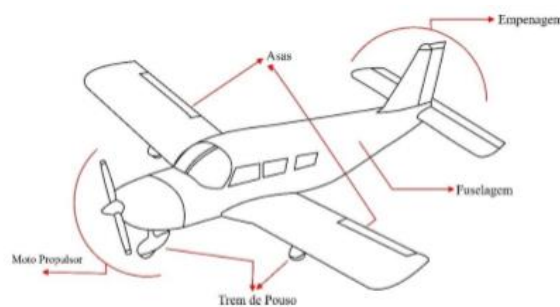
Um avião é uma aeronave que necessita de asas fixas para se sustentar no ar. Seus principais componentes estruturais incluem a fuselagem, onde são acopladas todas as principais partes do avião, como um conjunto de asas, um ou mais motores, que podem ser fixados tanto nas asas como dentro do compartimento de carga, uma empenagem alojada na cauda da aeronave e um trem de pouso. Os aeromodelos são aeronaves projetadas e construídas em escala menor, que compartilham dos mesmos componentes de um avião, como mostra a Figura 2.

Segundo Rodrigues (2014), o avião é definido como uma aeronave de asa fixa, movida por propulsão mecânica, que é mantido em condição de voo devido à reação dinâmica do ar que escoia através de suas asas e que representam os componentes fundamentais que suportam o avião no voo. Na dinâmica de vôo existem basicamente quatro tipos de forças presente, nas quais são: sustentação, arrasto, peso e tração. Como mostra a Figura 1.

Figura 1. Representação das quatro forças atuantes no avião durante o vôo (IF-UFRGS 2018)



Figura 2. Elementos que compõem um avião (Adaptado pelos autores de Freire 2017)



2.2. Fuselagem treliçada

A fuselagem corresponde a estrutura do avião, cuja finalidade é acomodar passageiros, tripulação, carga, sistemas de voo e servir de apoio para fixação das asas, da empenagem e do trem de pouso. Com relação a sua forma construtiva as fuselagens podem ter formas treliçadas, monocoque ou semimonocoque. A fuselagem do tipo treliçada, é caracterizada como uma estrutura simples, constituída basicamente por braços diagonais (tirantes), verticais e longarinas (escoras), as quais dão resistência a estrutura e aos esforços de tração e compressão.

Para efeito de dimensionamento, considera-se que as ligações entre as barras são por pinos sem atrito e como nenhum momento pode ser transferido por uma ligação de pino sem atrito, supõem-se que as barras da treliça transmitem somente força axial - tração ou compressão. A treliça espacial é dita como uma estrutura rígida quando os elementos são conectados de modo a criar um tetraedro sendo assim esse arranjo chamado de treliça espacial simples.

2.3. Cargas atuantes na fuselagem

Todos os membros de uma aeronave são projetados para suportar as cargas a que são submetidos. Um único membro da estrutura pode ser submetido a uma combinação de esforços. Vale destacar que a resistência é o requisito fundamental em todas as partes do aeromodelo. Na fuselagem por exemplo, os esforços sofridos são geralmente as forças de tração, compressão, torção e flexão. As cargas combinadas são provenientes, não apenas da força causada pela ação do vento, mas também pelos carregamentos de outras partes estruturais do avião como empenagem, asa e trem de pouso.

Uma boa compreensão dos conceitos que envolvam a resistência dos materiais está intimamente ligada ao estudo de duas grandezas físicas: a tensão e a deformação.

2.4. Tensão normal

A tensão normal, σ , é definida como sendo a intensidade da força F por unidade de área, que atua no sentido perpendicular à área ΔA . A Eq. (1) a seguir descreve.

$$\sigma = \lim_{\Delta A} \frac{\Delta F_z}{\Delta A} \quad (1)$$

A Figura 3, mostra como a tensão pode se comportar a partir das forças axiais.

Figura 3. (a) força que tende a tracionar o elemento; (b) força que tende a comprimir o elemento (Maquetes-dicas 2017)



2.5. Torção

O esforço torcional ocorre sempre que houver um torque. O torque é um momento que tende a torcer o membro em torno do seu eixo longitudinal x . Na fuselagem de um avião, o efeito da torção ocorre em todo o seu corpo, sempre que houver a movimentação de rolamento provocado pelos ailerons, que são superfícies controladoras acopladas na asa sendo os responsáveis por fazer a aeronave girar em torno do seu próprio eixo.

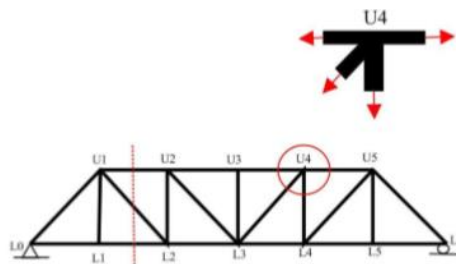
2.6. Flexão

Fisicamente o momento fletor representa os momentos relativos à seção xy , contidos no eixo do elemento, geradas por cargas aplicadas transversalmente ao eixo longitudinal. O efeito desse esforço tende a curvar o eixo longitudinal, provocando tensões normais de tração e compressão.

2.7. Método de análise

A análise utilizada por meio do Método de nós, estuda cada nó que liga os elementos separadamente para se encontrar as forças atuantes em cada membro ligado a determinado nó. Partindo sempre do DCL do sistema faz-se a somatória das forças nos três eixos, $\sum F_x$, $\sum F_y$ e $\sum F_z$. A Fig. 4 demonstra como é feita essa análise.

Figura 4. Ilustração do Método dos nós (MCCormac 2009)



2.7.1. Vetor posição

O vetor posição é definido como um vetor fixo que localiza um ponto do espaço em relação a outro, muito utilizado quando se quer expressar uma força orientada de um ponto a outro no espaço, na forma de vetor cartesiano, como é expresso na Equação (2).

$$\mathbf{r} = x\mathbf{i} + y\mathbf{j} + z\mathbf{k} \quad (2)$$

Relacionando os três vetores por meio de uma soma vetorial é possível isolar o vetor posição, como mostra a Equação (3).

$$\mathbf{r}_A + \mathbf{r} = \mathbf{r}_B \quad (3)$$

Onde, \mathbf{r}_A é o vetor posição de A e \mathbf{r}_B é o vetor posição de B.

Na forma cartesiana o vetor posição \mathbf{r} é expresso como é mostrado na Equação (4).

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_B - \mathbf{r}_A = (x_B - x_A)\mathbf{i} + (y_B - y_A)\mathbf{j} + (z_B - z_A)\mathbf{k} \quad (4)$$

2.7.2. Vetor orientado ao longo de uma reta

Pode-se definir uma força F como um vetor cartesiano assumindo que ele tenha a mesma direção e sentido que o vetor posição r , orientado do ponto A para o ponto B da corda, de acordo com (HIBBELER 2005). Essa direção comum é especificada pelo vetor unitário $u = \frac{r}{r}$. Sendo expressa na Equação (5).

$$F = F_u = F \left(\frac{r}{r} \right) \quad (5)$$

3. METODOLOGIA

3.1. Dimensionamento da fuselagem

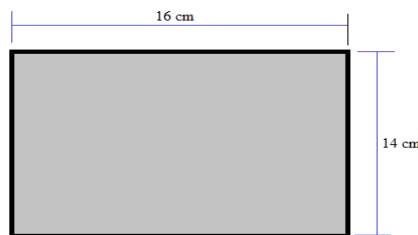
O projeto da fuselagem teve início com a determinação da área da seção principal (S_f). Uma vez que essa área é conhecida, pôde-se calcular o diâmetro da fuselagem, considerando-a como se fosse uma seção circular, sendo apenas uma das considerações para o cálculo, que em seguida é acrescentada a uma equação complementar que dará origem ao comprimento total da fuselagem. A Eq. (6) demonstra como esse diâmetro pode ser encontrado.

$$d_f = \sqrt{\frac{4S_f}{\pi}} \quad (6)$$

Onde, d_f é o diâmetro da seção e S_f é a área da seção principal.

O formato geométrico da seção principal foi um retângulo e suas dimensões foram escolhidas empiricamente analisando um espaço adequado para as futuras cargas. As dimensões são apresentadas na Figura 5.

Figura 5. Dimensões da geometria retangular da seção principal (Autoria Própria 2019)



A determinação do comprimento total da fuselagem (L_f) é feito a partir do parâmetro adimensional denominado esbeltes (λ) (GIRARDI E AGRICO 2014), conforme a Equação (7).

$$\lambda = \frac{L_f}{d_f} \quad (7)$$

Onde, d_f é o diâmetro da seção e L_f é o comprimento da fuselagem.

A esbeltes é uma constante para aeronaves e é recomendado utilizar de 6 à o limite de 8. Para esse trabalho foi estabelecido usar uma esbeltes média de 7. Os cálculos foram baseados nas Eq. (6) e Eq. (7), e as informações dos resultados são apresentadas na Tabela 1. Após o conhecimento do comprimento total da fuselagem, foram utilizadas proporções para determinar o comprimento de cada parcela. Essas proporções foram estimadas através da literatura de Sêcco (2014). O Autor determina faixas percentuais para se utilizar em cada parte da fuselagem: Nariz de 10% - 20% L_f , Seção principal de 30% - 60% L_f , Cone de cauda de 30% - 70% L_f . A Tabela 2 mostra o comprimento de cada parcela segundo as porcentagens indicadas.

Tabela 1. Dados da Fuselagem (Autoria Própria 2019)

Área (cm ²)	Diâmetro (cm)	Esbeltes	Comprimento total (cm)
224	16,89	7	118,20

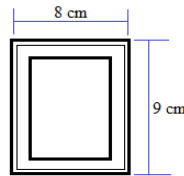
Tabela 2. Comprimento de cada parcela da fuselagem (Autoria Própria 2019)

Parcela	%	cm
Nariz	10	12

Parcela	%	cm
Cauda/ Tail boom	21	25
Cauda/ Tail boom	68	81

A seção frontal do nariz recebe o nome de parede de fogo, devendo ter a área suficiente para fixação do motor. A Figura 6 representa as dimensões da parede de fogo.

Figura 6. Dimensões da extremidade da seção transversal da extremidade do nariz (Autoria Própria 2019)



3.2. Seleção do material para a fabricação da fuselagem

Para essa etapa do trabalho todos os critérios importantes para a seleção foram considerados, tais como disponibilidade, custo, propriedades mecânicas e processos de fabricação. Montada algumas exigências de projeto tais como: modelo de estrutura treliçada; formato retangular dos componentes da fuselagem; comprimento total de 118,20 cm; material resistente para a construção, mas de baixa densidade, demonstrando leveza e sendo um material acessível dentro do orçamento da equipe Dumont *AeroDesign*.

Dentro desses parâmetros o material selecionado foi a madeira balsa, dado que esse já é comumente utilizado pela equipe e por outras dentro da competição.

3.3. Determinação das cargas

A etapa de determinação das cargas presentes nas partes estruturais do aeromodelo, foram adquiridas segundo os cálculos realizados pela equipe Dumont para o dimensionamento dos outros componentes do aeromodelo. Esses mesmos cálculos levaram em consideração alguns parâmetros como o comprimento total da aeronave, o peso do aeromodelo completo com todos os dispositivos, as partes estruturais e a carga paga. Na Tabela 3, são demonstradas as cargas em cada componente.

Tabela 3. Cargas presentes nas partes do aeromodelo da equipe Dumont *AeroDesign* (Autoria Própria 2019)

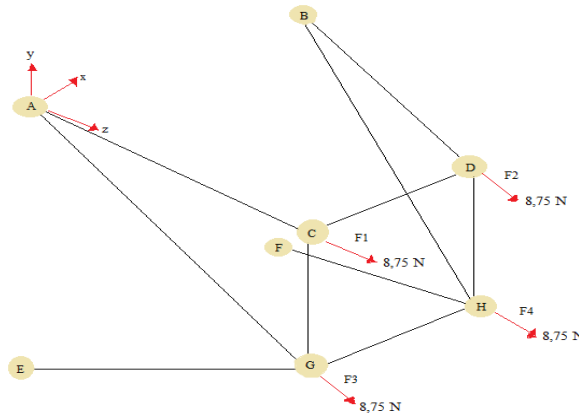
Cargas	Newton (N)
Sustentação da Asa	108
Tração gerada pelo Motor	35
Empenagem horizontal (profundor)	2,45
Empenagem vertical (leme)	1,96
Peso do Aeromodelo	108

3.4. Dimensionamento da estrutura

3.4.1 Análise do Nariz

A força externa aplicada no nariz é a de tração, produzida pelo conjunto motopropulsor. Foi utilizada uma força de tração de 35 N, fornecida pela equipe, conforme a Tabela 3. Esse valor de força foi distribuído e aplicado nos quatro nós frontais (C, D, G, H), dessa parte da fuselagem, sendo eles paralelos ao eixo z. Além disso foi definido como origem do sistema de coordenadas o centro da estrutura. A Fig. 7 mostra a representação dos nós do nariz da fuselagem e dos pontos de aplicação das forças.

Figura 7. Representação dos nós do Nariz e da aplicação das forças (Autoria Própria)



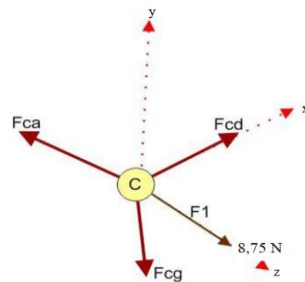
Na Tabela 4, as coordenadas espaciais de cada nó do nariz são especificadas. Essas informações são necessárias devido a análise vetorial cartesiana.

Tabela 4. Coordenadas espaciais dos nós do Nariz (Autoria Própria 2019)

Nó	x (m)	y (m)	z (m)
A	-0,08	0,045	-0,12
B	0,08	0,045	-0,12
C	-0,045	0,045	0
D	0,045	0,045	0
E	-0,08	-0,095	-0,12
F	0,08	-0,095	-0,12
G	-0,045	-0,045	0
H	0,045	-0,045	0

A análise do Nó C do nariz exemplifica como foram feitos os cálculos para cada nó tanto do nariz quanto da seção principal da fuselagem. O DCL do nó C do nariz é representado na Figura 8.

Figura 8. DCL do nó C para o nariz da fuselagem (Autoria Própria 2019)



Aplicando os conhecimentos de vetor posição e de vetor força orientada é possível encontrar as forças atuantes em todos elementos da fuselagem. Os vetores posição das duas extremidades do elemento CA, primeiro a ser analisado, são mostradas abaixo, como foi discutido nas Eq. (2), (3) e (4).

$$r_A = \{-0,08; 0,045; -0,12\} m$$

$$r_C = \{-0,045; 0,045; 0\} m$$

$$r_{CA} = r_A - r_C = \{-0,035; 0; -0,12\} m$$

$$r_{CA} = 0,13 m$$

Por fim, a força F_{CA} foi definida em notação vetorial.

$$F_{CA} = F_{CA} \left(\frac{\mathbf{r}_{CA}}{r_{CA}} \right)$$

$$F_{CA} = \{-0,28 F_{CA} \hat{i} + 0 F_{CA} \hat{j} - 0,96 F_{CA} \hat{k}\} N$$

As forças atuantes nos elementos CD e CG estão mostradas abaixo, assim como a força F1 causada pela parcela de tração da hélice no Nó C.

$$F_{CD} = \{1,00 F_{CD} \hat{i} + 0 F_{CD} \hat{j} + 0 F_{CA} \hat{k}\} N$$

$$F_{CG} = \{0 F_{CG} \hat{i} - 1,00 F_{CG} \hat{j} + 0 F_{CG} \hat{k}\} N$$

$$F_1 = \{0 \hat{i} + 0 \hat{j} + 8,75 \hat{k}\} N$$

Temos, o Equilíbrio de forças nos três eixos de coordenadas:

$$\begin{aligned} \sum F_x = 0 & \quad \therefore \quad -0,28 F_{CA} + 1,00 F_{CD} = 0 \\ \sum F_y = 0 & \quad \therefore \quad -1,00 F_{CG} = 0 \\ \sum F_z = 0 & \quad \therefore \quad -0,96 F_{CA} + 8,075 N = 0 \end{aligned}$$

$$F_{CA} = 9,11 N \text{ (Tração)}$$

$$F_{CG} = 0 N \text{ (Sem solicitação)}$$

$$F_{CD} = 2,55 N \text{ (Tração)}$$

Os resultados das forças atuantes nos elementos são expressos na Tabela 5.

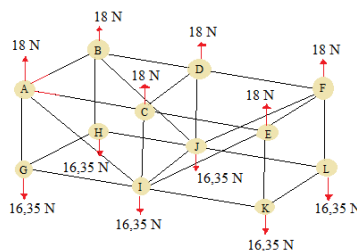
Tabela 5. Esforços atuantes nos elementos do Nariz (Autoria Própria 2019)

Elemento	Força (N)	Situação
F_{CA} e F_{DB}	9,11	Tração
F_{GE} e F_{HF}	10,17	Tração
F_{CG} e F_{DH}	0	Sem solicitação
F_{CD}	2,55	Tração
F_{GA} e F_{HB}	6,49	Tração
F_{GH}	4,13	Tração

3.4.2 Análise da Seção Principal

As forças externas atuantes na seção principal são causadas pela força de sustentação da asa e pelo peso do aeromodelo, além da carga que ele irá transportar. Lembrando que o arrasto, foi desconsiderado devido ser um carregamento fluidodinâmico e este trabalho abordar somente carregamento estático. A força de sustentação de 108 N, que tem sentido para cima e é paralela a força ao eixo y, foi distribuída entre os 6 nós superiores da fuselagem (A, B, C, D, E e F), ficando cada nó com 18 N. Já a força peso tem sentido para baixo e também paralela ao eixo y com valor de 98,1 N, foi distribuída entre os seis nós inferiores da seção principal (G, H, I, J, K e L), ficando cada nó com aproximadamente 16,35 N, como mostra a Figura 9.

Figura 9. Representação dos nós da Seção Principal e da aplicação das forças (Autoria Própria)



Na Tabela 6, as coordenadas espaciais de cada nó da seção principal são especificadas. Essas informações são necessárias devido a análise vetorial cartesiana, a mesma utilizada para o nariz.

Tabela 6. Coordenadas espaciais dos nós da Seção Principal (Autoria Própria 2019)

Nó	x (m)	y (m)	z (m)
A	-0,075	0,148	0,160
B	-0,075	0,148	0
C	0,049	0,148	0,160
D	0,049	0,148	0
E	0	0	0
F	0,174	0,148	0
G	-0,075	0,008	0,160
H	-0,075	0,008	0
I	0,049	0,008	0,160
J	0,049	0,008	0
K	0,174	0,008	0,160
L	0,174	0,008	0

São realizados os mesmos procedimentos de análise, utilizando vetor posição e vetor força, assim como na análise dos nós do nariz, sendo feito para cada nó da seção principal. Na Tabela 7, observamos o esforço a que cada elemento é submetido.

Tabela 7. Esforços atuantes nos elementos da Seção Principal (Autoria Própria 2019)

Elemento	Força (N)	Situação
F_{EF} e F_{AB}	18	Tração
F_{CD}	18,94	Tração
F_{CI} e F_{DJ}	5,878	Tração
F_{KL} e F_{GH} e F_{IJ}	16,35	Tração
F_{AC} e F_{BD} e F_{CE} e F_{DF}	0	Sem sollicitação
F_{BJ} e F_{AI} e F_{IE} e F_{JF}	0	Sem sollicitação
F_{GI} e F_{HJ} e F_{IK} e F_{JK}	0	Sem sollicitação
F_{AG} e F_{FL} e F_{EK} e F_{HB}	0	Sem sollicitação

4. AGRADECIMENTOS

Agradecemos ao apoio da equipe Dumont *AeroDesign* da Universidade Federal do Pará - CAMTUC que nos deu a oportunidade de atuar na área de Estruturas e Ensaios Estruturais, e também ao membro da equipe Antônio Gilvan dos Santos Souza que contribuiu nos estudos desse projeto.

5. REFERÊNCIAS

- AGUILERA, J. R. F. Estruturas Treliçadas Esbeltas Sob Ação do Vento. Dissertação de Mestrado. Rio de Janeiro, 2007.
- GIRARDI e AGRICO. Dimensionamento de Aeronaves, Departamento de Ciência e Tecnologia Aeronáutica. Disponível em: < ftp://161.24.15.247/PRJ-45/Dimensionamento/1Dimensionamento.pdf > Acesso em: 19 de janeiro de 2018.
- HIBBELER, R. C. Estática: mecânica para engenharia, vol. 1. 10ª Edição. Editora Pearson Prentice Hall. São Paulo, 2005.
- RODRIGUES, L. E. M. J. Fundamentos de Engenharia Aeronáutica com Aplicação ao Projeto SAE-AeroDesign: (Aerodinâmica e Desempenho). 1ª Edição. Salto/SP: Engbrasil, 2014.
- SÊCCO. Dimensionamento de Aeronaves. Disponível em: < ftp://161.24.15.247/PRJ45/Dimensionamento/1-Dimensionamento.pdf > Acesso em: 19 de janeiro de 2018.
- MCCORMAC, J. C. Análise Estrutural: Usando Métodos Clássicos e Métodos Matriciais. 4ª Edição. Editora LTC. 2009.

6. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

As informações presentes nesse artigo são de total responsabilidade de Thais Cristina Barbosa Souza e Thaíres Vieira Ferreira.