PROJETO DA FUSELAGEM DE UMA AERONAVE PARA COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN

Halysson Douglas da Silva Pinto ⁽¹⁾ (halyssondouglas@gmail.com), Jonathan José Esposito de Souza ⁽¹⁾ (ioesposito20015@gmail.com), Fabiano Pagliosa Branco (fabiano@ucdb.br)

⁽¹⁾ Universidade Católica Dom Bosco (UCDB);

RESUMO: *Todo ano a competição SAE Brasil AeroDesign desafia equipes de estudantes de engenharia a projetarem e construírem seus próprios aeromodelos e competirem entre si. Buscando dar apoio ao projeto da aeronave para a Equipe Tuiuiú AeroDesign da Universidade Católica Dom Bosco (UCDB), este trabalho teve por objetivo projetar a fuselagem da aeronave a partir de sua função, perfil externo, realizados os desenhos geométricos, através da bibliografia estudada e as cargas e situações às quais a estrutura é submetida. O material para construção utilizado foi a balsa (Ochroma Pyramidalis) devido a sua baixa densidade e resistência mecânica. Posteriormente foram admitidas situações às quais a fuselagem será testada através à 4 simulações diferentes: Voo com peso máximo no compartimento de carga, tração e torque máximo do motor simulando a decolagem, pouso em uma roda com carga máxima e atuação da empenagem em voo. Foram definidos os esforços gerados na estrutura através dos carregamentos aplicados. Observou-se que a fuselagem projetada é robusta e suportará os carregamentos sem deformações ou falhas estruturais, conforme o projeto.*

PALAVRAS-CHAVE: *Projeto estrutural; Fuselagem; AeroDesign.*

SAE BRASIL AERODESIGN AIRCRAFT FUSELAGE DESIGN FOR COMPETITION

ABSTRACT: *Each year SAE Brasil AeroDesign challenges student teams to develop and build their entire model aircraft and compete with each other. Seeking to support the design of the aircraft for a team of Tuiuiú AeroDesign of the Catholic University Don Bosco (UCDB), this work aimed to design an aircraft fuselage from its function, the external profile, realized the geometric drawings, through the bibliography, studied and the loads and measurements are subject to a submitted structure. The building material used was Balsa (Ochroma Pyramidalis) due to its low density and mechanical strength. They were later admitted in conjunction with a fuselage tested through 4 different simulations: Flight with maximum weight in the cargo compartment, maximum traction and engine torque simulating takeoff, full load landing on only one wheel of landing gear and actuation of flight empennage. The forces generated in the structure through the applied loads were defined. The designed fuselage has proven robust and will withstand loading without deformation or structural failure as designed.*

KEYWORDS: *Structural design; Fuselage; AeroDesign.*

1. INTRODUÇÃO

Segundo a *Federal Aviation Administration* (FAA), uma aeronave é qualquer máquina capaz de se sustentar em voo e se deslocar pelo ar, sem estar em contato com a superfície terrestre ou aquática e pode ter asa fixa como os aviões ou rotativa como helicópteros (FAA, 2018). Uma aeronave pode ser tripulada ou não, possui várias finalidades como reconhecimento, ataque, transporte de pessoas e cargas, entre outros. Segundo Castro (2009), uma aeronave pode ter voo subsônico, transônico, supersônico e hipersônico, ou seja, voam abaixo, próximo, acima ou muito acima da velocidade do som, cada uma com sua característica estrutural.

A *Society of Automotive Engineers* (SAE) organiza anualmente, uma competição em que os estudantes de engenharia, de várias universidades, podem colocar em prática os conhecimentos adquiridos em seus cursos, participando em equipe, no desenvolvimento e projeto de aeronaves rádio controlada de carga e competindo entre elas. Nesse sentido, a UCDB através da equipe Tuiuiú busca participar da competição SAE Brasil AeroDesign.

Uma aeronave é constituída de partes distintas, como asa, empenagem, trem de pouso e fuselagem. A fuselagem é o principal componente estrutural da aeronave (SILVA, 2017), em aviões comerciais, por exemplo, é na fuselagem que se alojam todos os sistemas de comando, tripulação, cargas e o trem de pouso. No caso do projeto do aeromodelo a estrutura da fuselagem deve suportar a carga a ser transportada, baterias, servo motores, tanque de combustível, o motor, etc, além disso, deve suportar os esforços externos gerados durante o voo que segundo a FAA (2018) são: Força Peso, Força de Tração, de Sustentação e de Arrasto. A força peso é a força exercida pela massa da aeronave, força de tração é produzida pelo motor através de sua propulsão e a força de sustentação atua nas superfícies do aerofólio devido a diferença de pressão.

Atualmente a segurança, funcionalidade e manutenibilidade são altas prioridades para os projetistas durante a integração de componentes desenvolvidos em materiais compósitos e nos novos conceitos de projeto de aeronaves são cada vez mais aplicadas as vantagens desses materiais. Desse modo, estes têm encontrado crescente aplicação nas estruturas da aviação comercial devido ao alto desempenho, resistência, rigidez, melhor vida em fadiga, resistência à corrosão, e baixo peso entre outras características (SERRANO,2010). Niu (1995) descreve o desenvolvimento do projeto estrutural de uma aeronave através das seguintes etapas:

- a) Especificação da função e critérios do design: Nesta etapa são definidas qual a finalidade da aeronave e os critérios e restrições para realizar a finalidade;
- b) Determinação das cargas externas básicas aplicadas: São definidas as cargas externas a qual a estrutura estará sujeita;

- c) Cálculo das cargas de inércia dos componentes: Etapa onde são definidas as cargas de todos componentes fixos à estrutura;
- d) Determinação dos componentes envolvidos e margens de seguranças: Tópico onde são determinados os componentes mais exigidos e suas margens de segurança;
- e) Teste experimental ou testes de comprovação: É a aplicação de cargas de forma prática, teórica ou computacional com o intuito de comprovar a integridade da estrutura para validação das considerações realizadas.

Dessa forma, esse trabalho buscou contribuir para as atividades da equipe Tuiuiú através do projeto da fuselagem do aeromodelo, utilizando os critérios adequados de engenharia, buscando atender os requisitos de carga e envergadura da aeronave, conforme o regulamento do torneio de acesso da competição de 2020 na classe regular.

2. MATERIAL E MÉTODOS

O projeto da fuselagem seguiu a metodologia proposta por Niu (1995) adaptando às exigências das normas FAR-PART 23 (2002) e SAE BRASIL (2019). O projeto consiste em uma aeronave de carga com envergadura máxima de 2,4 m e carga transportada de aço 1020 de 10 kg em 7 chapas de 300x100x6,35mm.

A partir das dimensões da carga foi desenhada e simulada no *software* SolidWorks a fuselagem e sua estrutura, com formato adequado, possibilitando que o fluxo de ar não tenha mudanças bruscas de direção. A fuselagem foi submetida à 4 situações diferentes no *software* SolidWorks *Simulation*:

- 1) Voo com peso máximo no compartimento de carga;
- 2) tração e torque máximo do motor simulando a decolagem;
- 3) pouso em uma roda com carga máxima e;
- 4) atuação da empenagem em voo.

Como o objeto de estudo foi somente a fuselagem, os outros componentes da aeronave não fizeram parte da análise do SolidWorks *Simulation*, são somente peças rígidas que, para simulação, não sofrem deformações e servem como ferramentas para a aplicação dos carregamentos externos.

2.1 Materiais e carregamentos

O material utilizado para compor a estrutura da fuselagem foi madeira balsa, devido a boa resistência e baixa densidade (RODRIGUES, 2011). As propriedades mecânicas, obtidas através da AUSZAC (2019), da balsa de média densidade, usadas na simulação são apresentadas na Tabela 1.

TABELA 1: Propriedades mecânicas da madeira Balsa.

Densidade (kg/m ³)	163±10
Resistência à compressão (MPa)	
Baixa densidade	4,7
Média densidade	12,1
Alta Densidade	19,5
Resistência à tração (MPa)	
Baixa densidade	1,6
Média densidade	19,9
Alta Densidade	32,2
Módulo de elasticidade – Compressão (MPa)	460±71
Módulo de elasticidade – Tração (MPa)	1280±450

Fonte: Adaptado Auszac (2019)

Para o carregamento devido a carga, foi considerado 10kg e o fator de carga de inércia aplicado de pelo menos 2,67 para o peso máximo de decolagem (FAR-PART 23, 2002). Considerou-se o valor de 267 N depositado no compartimento de carga da fuselagem.

No nariz do avião está acoplado o motor OS. 61 FX, para a força gerada pelo motor o torque máximo dado no *datasheet* do motor considerado foi de 858,2 N.mm (O.S. ENGINE), com uma força de propulsão 35N, conforme Silva (2017).

As forças externas causadas pelo pouso em uma roda foram determinadas usando a norma FAR-PART 23 (2002), que considera três situações em pouso: pouso realizado em três rodas, o pouso realizado em duas rodas do trem principal e o pouso realizado em uma das rodas do trem principal, que segundo Rodrigues (2011) é a situação mais crítica.

A FAR-PART 23 (2002), apresenta a Equação 1, para determinar a força peso da aeronave com fator de 2,67, fornecido também pela FAR-PART 23 (2002). Já a Equação 2 determina a carga vertical no trem de pouso, e a Equação 3, estabelece a força horizontal no trem de pouso aplicada.

$$F_{peso} = gP_tF_c \quad (1)$$

Onde:

F_{peso} - Força peso da aeronave [N];

g - Aceleração da gravidade [m/s²];

P_t - Carga total aplicada [kg];

F_c - Fator de carga [adimensional].

$$F_{VP1} = F_{peso} \quad (2)$$

$$F_{HP1} = 0,40 F_{peso} \quad (3)$$

Onde:

F_{VP1} - Força vertical no trem principal [N];

F_{HP1} - Força horizontal no trem principal [N].

Considerando o peso carregado da aeronave estimado em 15 kg, obtém-se as forças aplicadas na fuselagem devido ao pouso em uma roda do trem principal de 393 N de força vertical e 157 N de força horizontal.

As cargas externas verticais e horizontais foram aplicadas na empenagem, quando o profundor e leme forem atuados foram consideradas semelhantes ao estudo de Silva (2017) e são apresentadas na Tabela 2.

TABELA 2. Cargas atuantes na empenagem.

Força vertical no profundor (N)	13,25 N
Força horizontal no leme (N)	24,40 N

Fonte: Adaptado Silva (2017).

Por fim, o projeto da fuselagem foi fabricado. Para a construção foram usadas colas de Cianocrilato de baixa viscosidade e cola Epoxi. Todos os componentes da estrutura foram fabricados em balsa utilizado cortadora CNC à laser.

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

A aeronave desenvolvida pela Equipe Tuiuiú para o ano de 2019, atendeu as dimensões máximas estabelecidas pelo regulamento da competição SAE BRASIL (2019), com o mínimo peso através do uso de cavernas aliviadas e materiais de baixa densidade. Para o revestimento a fuselagem será entelada com plástico aderente, reduzindo o uso de balsa de espessura de 1mm na estrutura de revestimento. A Figura 1 mostra o projeto da aeronave da equipe.

FIGURA 1. Aeronave projetada no SolidWorks.

A Figura 2 mostra a estrutura da fuselagem utilizada nas simulações com a aplicação do material já definido como balsa e os carregamentos e materiais citados no item 2.1.

FIGURA 2. Desenho 3D da fuselagem.

3.1 Simulação com peso máximo no compartimento de carga

Fixando os pontos de conexão com a asa, que em voo seriam os pontos de apoio, devido à sustentação gerada pelas asas e aplicando a carga de valor de 267 N., foi possível realizar a simulação de esforços evidenciada na figura 3.

FIGURA 3. Esforços em voo com carga máxima.

Com as simulações realizadas, foi obtida a figura 3, onde pôde-se observar a integridade da estrutura quando submetida a tal circunstância, pois a tensão máxima (Von Mises) encontrada foi de 2,5 MPa sendo que a tensão de escoamento do material é de 20 MPa, considerou-se que para esta situação a estrutura não falhará.

3.2 Tração e torque máximo do motor simulando a decolagem

Para a segunda situação foi acoplado o motor à fuselagem para simular a resistência da inércia da carga, a parte a ser fixada foi o piso do compartimento de carga. Considerou-se o motor, como um componente indeformável, somente como aplicador da carga na fuselagem. A Figura 4 representa a simulação dessa circunstância. Pode-se observar que a maior tensão obtida foi de 1,75 MPa (Von Mises), onde o escoamento da madeira balsa é de 20 MPa.

FIGURA 4. Esforços devido à propulsão máxima.

3.3 Simulação do pouso em uma roda com carga máxima

Para a situação de pouso, considerou-se o piso do compartimento de carga como a parte fixa e aplicação das cargas em uma perna do trem principal da aeronave, simulando com os tres tipos de malha. Como mostra a Figura 5, o trem de pouso, esta como componente indeformável, apenas como aplicador de carga.

Aplicando os carregamentos foi possível realizar as simulações de esforços resultando em uma máxima tensão de 5,88 MPa (Von Mises), onde a tensão de escoamento é 20 MPa. A Figura 5 também mostra o resultado da simulação, comprovando a integridade da fuselagem.

FIGURA 5. Esforços devido ao pouso.

3.4 Simulação das forças geradas pela empenagem em voo

O *tailboom* foi considerado um componente indeformável, utilizado como aplicador de carga. Os carregamentos foram apresentados na Tabela 2, foram aplicados na ponta do *tailboom*, simulando a atuação da empenagem, e foram consideradas fixas, as superfícies de apoio da carga a ser transportada. A Figura 6 mostra a simulação, onde a maior tensão obtida foi 5,56 MPa (Von Mises), sendo o escoamento da madeira balsa de 20 MPa.

FIGURA 6. Esforços devido à atuação da empenagem.

Por fim todas as situações de carregamentos puderam ser simulados na estrutura, demonstrando onde se concentram os máximos esforços, permitindo mensurar e otimizar cada tensão encontrada para a identificar uma possível falha estrutural.

3.5 Construção

As Figuras 7 e 8 mostram o resultado da construção. A estrutura final apresentou massa de 460g e os passos seguintes consistem na montagem dos componentes adjacentes, parte elétrica, motor e a entelagem da estrutura.

FIGURA 7. Fuselagem construída vista de frente.

FIGURA 8. Fuselagem construída vista de trás.

4. CONCLUSÕES

Através do estudo realizado, observou-se que a fuselagem projetada é robusta e suportará os carregamentos sem deformações ou falhas estruturais, conforme o projeto. Entretanto, ainda serão realizados testes de voo a partir da estrutura projetada com o aeromodelo para avaliar totalmente a

integridade estrutural da fuselagem. A construção da estrutura está em andamento e permitirá identificar possíveis melhorias para o projeto da próxima fuselagem.

REFERÊNCIAS

FAA, Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe Volume 1. Washington: U.S. Department of Transportation – FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION – Flight Standards Service, 286 p., 2018.

CASTRO, B. M. Aerodinâmica em Regime Transônico e Supersônico. 2009.

SAE BRASIL. Torneio de Acesso à Competição SAE BRASIL AERODESIGN 2019. 2019. Disponível em: <portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign/regras>. Acesso em: 10 de fevereiro de 2019.

SILVA, L. A. Estudo Dimensional da Estrutura de uma Fuselagem Utilizada em um Aeromodelo da Equipe Masbáh Aerodesign. Trabalho de Conclusão de Curso. Faculdade Horizontina. 94 p., 2017.

SERRANO, Andrés. A manutenibilidade no projeto de aeronaves: aportes à segurança de aviação. Revista Conexão SIPAER, v. 2, n. 1, 150-162, 2010.

NIU, M. C. Y. Aircraft Structural Design – Practical Design Information and Data on Aircraft Structures. Hong Kong: CONMILIT PRESS LTD, 616 p. 1995.

AIRWORTHINESS STANDARDS NORMAL, UTILITY, ACROBTIC AND COMPUTER CATEGORY AIRPLANES. Federal Aviation Regulations. FAR PART 23 Alteração 55. Estados Unidos, 2002.

RODRIGUES. L. E. M. J., Fundamentos de Engenharia Aeronáutica Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign. São Paulo. Instituto Federal de Educação, Ciência e tecnologia de São Paulo. 544 P., 2011.

AUSZAC. Balsa Wood Properties Guide. Disponível em: <https://www.auszac.com/pdf/Balsa_wood_Properties_Guide.pdf>. Acesso em: 20 de maio de 2019.

OS ENGINE. Owner's Instruction Manual, 2001. Disponível em: <https://www.os-engines.co.jp/english/line_up/engine/air/aircraft/manual/50sx_40-91fx.pdf>. Acesso em: 20 de maio de 2019.

Agradecimentos

Agradecemos a equipe Tuiuiú e a Universidade Católica Dom Bosco (UCDB) pela oportunidade de contribuir com seu crescimento e desenvolvimento através deste trabalho.