



DESENVOLVIMENTO DE UMA FUSELAGEM TRELIÇADA PRE-FABRICADA EM FIBRA DE CARBONO COM MOLDES E FIOS DE CARBONO COM RESINA EPOXI PARA AERONAVES

Murilo Henrique Dionisio, mdionisio@alunos.fho.edu.br
Dawson Tadeu Izola, Dawson@fho.edu.br

FHO - Fundação Hermínio Ometto, Avenida Dr. Maximiliano Baruto, 500, Jardim Universitário, CEP 14801-340, Araras - SP, Brasil

Resumo. O objetivo deste trabalho é apresentar o desenvolvimento de uma fuselagem treliçada para aeronaves, fabricada com fibra de carbono embebida em resina epóxi, utilizando moldes com sulcos produzidos por impressão 3D. O objetivo é substituir fuselagens convencionais de madeira por uma estrutura mais leve e resistente, a nova fuselagem de carbono é 30% mais leve do que a fuselagem de madeira. A metodologia envolve a construção de laterais e travessas da fuselagem com fios de carbono embebidos em resina, aplicados nos moldes. foram realizados ensaios de tração, permitindo a avaliação do desempenho do material quanto à rigidez e limite de ruptura. Os resultados demonstraram que a técnica proposta é viável, apresentando uma combinação vantajosa entre leveza e resistência.

Palavras-chave: Competição AeroDesign; fuselagem de aeronaves; moldes; fio de carbono

Abstract. This work presents the development of a truss fuselage for aircraft, manufactured using carbon fiber embedded in epoxy resin and shaped with grooved molds produced by 3D printing. Aimed at replacing conventional wooden fuselages, the proposed structure offers a 30% weight reduction while enhancing strength and rigidity. The methodology involved the construction of fuselage sides and cross-members using carbon fiber threads impregnated with resin and applied to the molds. Tensile tests were conducted to evaluate the material's performance in terms of stiffness and ultimate strength. The results indicate that the proposed technique is feasible and provides a favorable balance between lightness and mechanical resistance.

Keywords: Aerodesign competition; aircraft fuselage; molds; carbon fiber filament

1. INTRODUÇÃO

Quando pensamos em aeronaves temos como desafio a crescente demanda por estruturas leves e resistentes, o que impulsiona o desenvolvimento de novos materiais ou métodos de fabricação, a utilização de materiais compósitos vem se tornando cada vez mais comum por se tratar de materiais que combinam a propriedade de dois materiais distintos para a criação de um novo material, um ótimo exemplo é a fibra de carbono utilizada em conjunto com a resina epóxi, que é o foco principal deste trabalho, a otimização do peso da aeronave é um dos maiores desafios enfrentado, estruturas treliçadas vem como uma opção eficiente para resolução deste problema, pois permite distribuir os esforços de forma inteligente, reduzindo a quantidade de material sem comprometer a rigidez da fuselagem.

Juntamente a evolução dos materiais temos também o desenvolvimento da manufatura aditiva por deposição de material (Fused Deposition Modeling – FDM) que surgiu como uma solução acessível e eficaz para a produção de moldes personalizados. A possibilidade de imprimir moldes complexos em 3D com rapidez e precisão permite a integração entre projeto estrutural e fabricação de peças compostas de maneira ágil, adaptando-se facilmente a mudanças de geometria e otimizações de projeto.

Anualmente acontece a competição SAE de Aerodesign, são dezenas de equipes de vários países, que projetam, constroem e testam suas aeronaves com a proposta de levar mais carga e pousar e decolar em um espaço determinado pelas regras da competição. Para essa missão, um dos desafios é construir uma aeronave resistente e ao mesmo tempo leve. Esse paradoxo exige criatividade das equipes. Fuselagens são construídas em madeira e fibra de carbono, utilizando-se de tubetes comerciais, que são emendados com fita de carbono e resina epóxi, como apresentado em (Mirabel, 2000).

A competição SAE AeroDesign desafia anualmente equipes de engenharia a projetar, construir e testar aeronaves com foco em eficiência estrutural, leveza e capacidade de carga. Tradicionalmente, fuselagens treliçadas são construídas com sarrafos de madeira unidos com adesivos e reforçadas com fitas de fibra de carbono. Contudo, essa configuração apresenta limitações quanto ao peso, resistência e repetibilidade do processo de fabricação.

Este trabalho tem como proposta substituir a fuselagem convencional de madeira por uma estrutura feita inteiramente de fibra de carbono, utilizando moldes como base para a confecção das treliças. O método proposto visa não apenas a melhoria de desempenho estrutural, mas também a padronização e eficiência do processo de fabricação.

2. METODOLOGIA

A proposta deste trabalho foi substituir a antiga fuselagem treliçada com sarrafos quadrados de madeira, por uma de fibra de carbono, mas diferente do uso de tubetes comerciais, como por exemplo em (Castro et al, 2020), utilizando uma manta de fibra de carbono para revestimento de partes da aeronave, e sim, desenvolver uma estrutura preparada em moldes, construindo as treliças que compõem a fuselagem com sulcos em uma matriz impressa em uma impressora 3D, fazendo assim um processo novo e que pode ser controlado, obedecendo aos requisitos de projeto da aeronave. O molde compõe toda a lateral da aeronave, sendo assim construídas duas peças com o mesmo molde. Essas duas peças, lado esquerdo e direito da fuselagem, são unidas com uma estrutura treliçada, também fabricada com moldes e com fitas de fibra de carbono, formando assim a fuselagem da aeronave, desde a nacele onde é instalado o motor, o reforço onde vai a carga e a longarina, até a calda onde é fixado o estabilizador traseiro. Todo o conjunto é fabricado em uma única peça. A matriz do molde, tem o tamanho real da fuselagem projetada, essa peça tem os sulcos que são preenchidos com o filamento de carbono embebido em resina epóxi. Após a resina curar, em um ambiente de baixa pressão, a matriz do molde é desmontada, através de partes fixadas com parafusos. Esse procedimento facilita a desmoldagem da fuselagem. Esse processo é então repetido para se obter mais peças, inclusive pode-se ter com mais facilidade, peças sobressalentes para uma eventual necessidade de troca, por quebra. A nova fuselagem de carbono é 30% mais leve do que a fuselagem de madeira treliçada. Baseado nos estudos realizados por (Brocks et al, 2023) e (Bressan and IZOLA, 2024), conduziu-se ensaios destrutivos nas duas fuselagens comparativamente em termos de carregamento da carga da competição, até o limite estrutural das duas fuselagens. Foram ensaiadas duas fuselagens de madeira e uma de carbono apenas, a fuselagem de carbono permitiu um carregamento quase dez vezes maior do que a fuselagem de madeira, até que acontecesse a primeira deformação plástica (ruptura de alguma parte). Realizou-se ensaios de tração e torção, em uma máquina, onde os elementos (corpos de prova) foram ensaiados em separado e com os dados dos ensaios, montou-se a fuselagem em um desenho 3D para simulação de tensões de ruptura, em um software baseado em análises por elementos finitos. Os corpos de prova, compõem os elementos da treliça e tem formato quadrado de (4X4)mm, composto por fios de fibra de carbono com epóxi, para esses ensaios foram construídos 20 corpos de prova e apresentaram boa repetibilidade nos resultados. A fuselagem de fibra de carbono apresentou melhorias em comparação com a fuselagem de madeira, nos quesitos maior resistência à tração e torção e ainda com menos peso. A construção da fuselagem utilizando-se apenas um molde para um dos lados, além de inovador, melhorou o tempo de construção da aeronave e das peças de reparo para os ensaios em voo.

Pensando nos problemas citados anteriormente foi pensado no desenvolvimento de um processo de fabricação utilizando a combinação da manufatura aditiva e a utilização de materiais compósitos, a metodologia adotada permitiu a construção de uma superfície mais leve e mais resistente do que a utilizada anteriormente, e a avaliação de seu desempenho estrutural através de ensaios mecânicos, todas etapas do processo serão detalhadas a seguir.

2.1. Materiais Utilizados

Os materiais utilizados foram selecionados visando aproveitar ao máximo suas qualidades, os principais materiais utilizados foram a fibra de carbono de tecido bidirecional, observada na Fig. 1, que foi selecionado devido a sua incrível resistência em múltiplas direções, trabalhando juntamente a ela a resina epóxi escolhida devido a sua alta resistência e rigidez, também observada na Fig. 1, a junção da fibra de carbono com a resina epóxi nos gera um compósito de fibra de carbono com matriz epóxi, para a fabricação do molde foi utilizado o material PLA, foi escolhido por conta de sua facilidade de remoção e pelo seu baixo custo.



Figura 1. Materiais utilizados no processo de fabricação: fibra de carbono em tecido bidirecional e resina epóxi.

2.2. Fabricação dos Moldes

O molde foi pensado e projetado pensando na reutilização do mesmo, sendo necessário o desenvolvimento de um molde desmontável e de fácil remoção da lateral da fuselagem ao fim do processo, tendo em vista essas necessidades o molde foi dividido em 62 partes móveis fixados uns aos outros através de porcas e parafusos, essas partes móveis foram projetadas em cima da forma previamente definida da fuselagem, funcionando através de sulcos formados em meio ao molde onde dentro desses sulcos é passado desmoldante para garantir que a peça poderá ser retirada com facilidade e logo após é inserido os fios da fibra juntamente com a resina epóxi, todo o processo de modelagem do molde foi feito através do software *Solidworks*, onde logo após o modelo foi levado a um fatiador para gerar o código de impressão e cada peça foi imprimida individualmente por uma impressora 3D do tipo FDM, é possível observar o modelo 3D do molde através da Fig. 2.

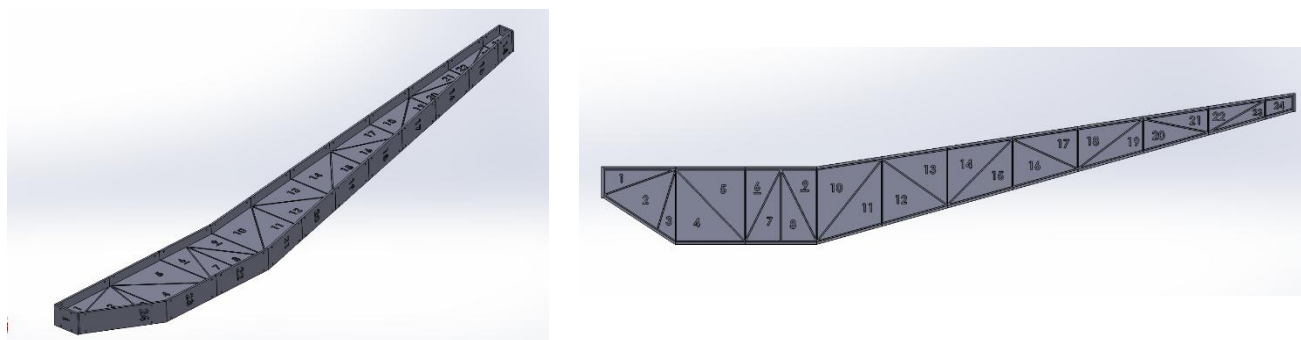


Figura 2. Visualização em CAD do molde

2.3. Processo de Fabricação da Fuselagem

O processo de fabricação da fuselagem se inicia pegando o tecido de fibra de carbono e separando seus fios em fios extensos em uma única direção para que possam ser colocados nos sulcos do molde, as partes do molde podem ser vistas a partir da Fig. 3, podendo ser formados nesses sulcos camadas de fibra que garantem a formação do perfil de forma regular, logo após a separação dos fios é iniciado o processo de colocar os mesmos no molde já montado a fibra é distribuída de forma igual por todas as separações do molde e por toda a treliça, como observado na Fig.4 garantindo que toda a superfície seja regular e evitando que sejam criadas regiões frágeis e com falta de fibra, após os fios serem colocados a resina é preparada em um recipiente separado onde é misturado a resina junto ao endurecedor, assim que misturado a resina é colocada no molde, preenchendo os espaços e cobrindo toda a fibra, incluindo as camadas mais profundas da mesma.



Figura 3. Molde desmontado



Figura 4. Posicionamento das fibras de carbono sobre o molde antes da aplicação da resina epóxi.

2.4. Ensaios Mecânicos

Os corpos de prova foram produzidos com o mesmo processo utilizado na fuselagem. Cada amostra possuía dimensões de 5.4mm de largura e 4.2mm de espessura, sendo a sua área de seção transversal 22.68mm².

O ensaio foi realizado em uma máquina universal com velocidade de deformação de 2 mm/min. Os principais parâmetros obtidos foram, a tensão máxima ($\sigma_{\text{máx}}$) obtida através da Eq. (1).

$$\sigma_{\text{máx}} = \frac{F_{\text{máx}}}{A} \quad (1)$$

Onde $F_{\text{máx}}$ é a carga máxima aplicada (N) e A é a área da seção transversal da amostra (mm²).

É possível obter também o modulo de elasticidade (E) através da Eq. (2).

$$E = \frac{\Delta \sigma}{\Delta \epsilon} \quad (2)$$

Onde $\Delta \sigma$ é a diferença entre os valores de tensão no trecho linear da curva tensão x deformação e $\Delta \epsilon$ é a diferença entre as deformações correspondentes às tensões σ_1 e σ_2 , sendo que $\Delta \sigma$ é calculado pela Eq. (3) e $\Delta \epsilon$ calculado pela Eq. (4).

$$\Delta \sigma = \sigma_2 - \sigma_1 \quad (3)$$

Sendo σ_1 a tensão inicial e σ_2 a tensão correspondente ao final da região linear da curva.

$$\Delta \epsilon = \epsilon_2 - \epsilon_1 \quad (4)$$

Para a Eq. (4) é necessário calcular antes a deformação máxima (ϵ) do corpo de prova utilizado, é possível calcular pela Eq. (5)

$$\epsilon = \frac{\Delta L}{L_0} \quad (5)$$

Onde ΔL é o alongamento e L_0 o comprimento inicial da amostra útil.

A seguir na Figura 5 é possível observar uma foto da máquina utilizada para os ensaios e na Fig. 6 os corpos de provas que foram ensaiados.



Figura 5. Máquina universal de ensaio utilizada para a realização dos testes de tração nos corpos de prova



Figura 6. Corpo de prova antes e após o ensaio de tração.

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1 Desempenho Mecânico nos Ensaio de Tração

Foram realizados ensaios de tração uniaxial em três corpos de prova confeccionados com fibra de carbono e resina epóxi, seguindo os parâmetros descritos na seção 2.4. Os valores médios obtidos nos testes estão apresentados na Tabela

Tabela 1. Resultados dos ensaios de tração dos corpos de prova

Amostra	Tensão máxia (MPa)	Módulo de Elasticidade (GPa)	Deformação máxia (%)
01	197	12	14
02	154	27	5
03	190	21	6
04	150	20	5
Média	172	20	7,5

Os resultados estão de acordo com o desempenho esperado para compósitos de fibra de carbono curados em condições controladas, demonstrando boa consistência entre as amostras. A tensão máxima média de aproximadamente 172 MPa evidencia a alta resistência do material, enquanto o módulo elástico médio de 20 GPa confirma a rigidez da estrutura, essencial para o desempenho aerodinâmico da fuselagem, a Fig. 6 apresenta o gráfico tensão x deformação de uma das amostras.

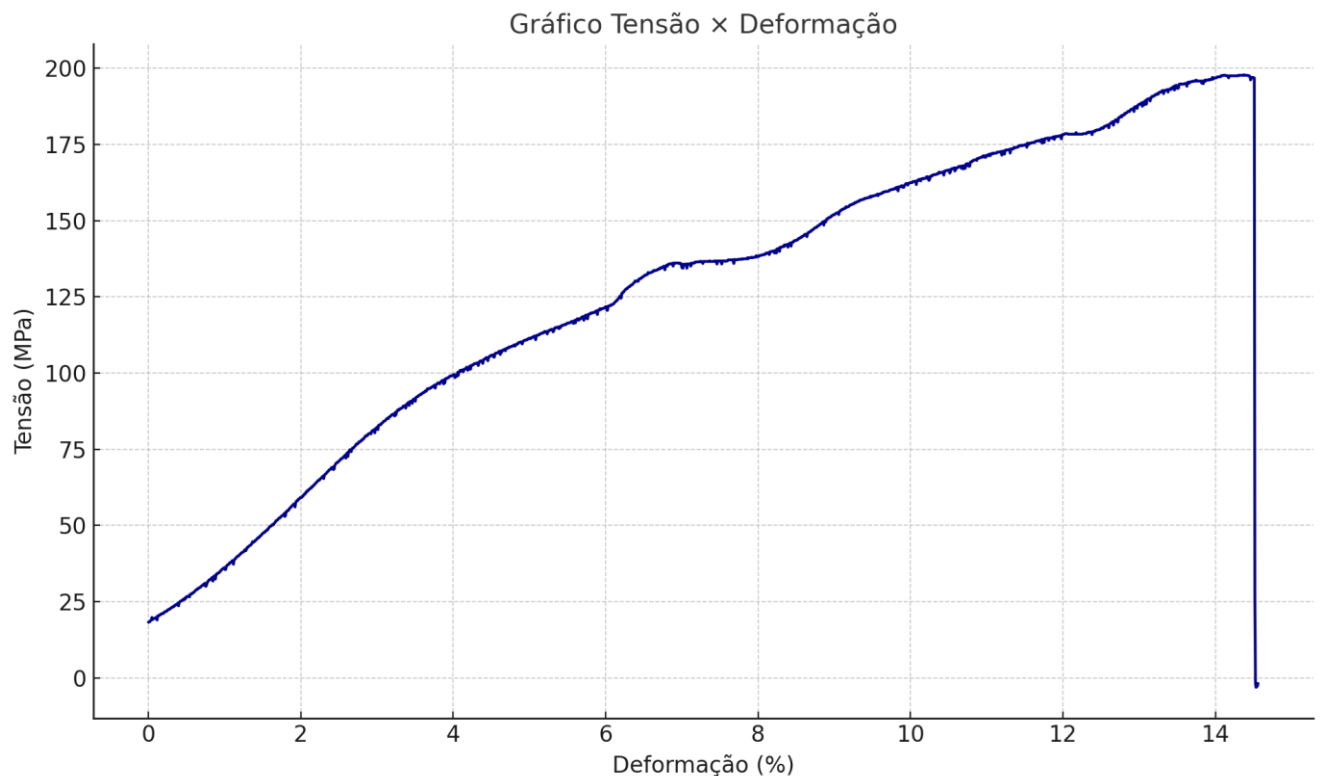


Figura 6. Curva tensão-deformação obtida no ensaio de tração da amostra 1.

3.2 Avaliação Estrutural da Fuselagem.

A fuselagem fabricada observada na Fig. 7 apresentou peso total de 456 g, valor significativamente inferior ao de estruturas similares construídas com madeira Freijó. A rigidez percebida em manuseio e testes preliminares de carga estática também indicou uma boa distribuição dos esforços ao longo da treliça, com deformação mínima mesmo sob cargas concentradas.

A aderência entre as fibras e a matriz epóxi foi satisfatória, ainda por se tratar de um processo caseiro e manual, foram observados alguns pontos onde a resina não endureceu corretamente a fibra e pontos onde a quantidade de fibra de carbono acabou sendo menor se comparada com outras regiões.



Figura 7. Fuselagem treliçada finalizada, destacando a leveza e complexidade geométrica alcançada com o uso de moldes impressos em 3D.

3.3 Discussão sobre o Processo de Fabricação.

A utilização da impressão 3D para moldes trouxe uma significativa redução no tempo de fabricação e aumento da flexibilidade no design, permitindo a adaptação rápida da geometria sem custos elevados. Entretanto, algumas limitações foram observadas:

- Fragilidade dos moldes impressos em determinadas regiões finas;
- Dificuldade de desmoldagem em áreas com ângulos negativos, o que exigiu modificações no design e uso de desmoldante reforçado;
- A necessidade de controle cuidadoso da laminação para evitar formação de bolhas de ar.

Apesar desses desafios, os resultados obtidos validam a metodologia como uma solução eficiente e viável para aplicações no ambiente de competições estudantis como o AeroDesign.

4. CONCLUSÕES

O trabalho atual evidenciou a possibilidade de criar uma estrutura treliçada que seja leve e robusta, utilizando compósitos de fibra de carbono com resina epóxi moldados sobre componentes impressos em 3D. Os ensaios de tração realizados mostraram que o material produzido possui características mecânicas adequadas para aplicações aeronáuticas de menor escala, alcançando tensões superiores a 190 MPa e um módulo de elasticidade médio de 20 GPa.

A implementação da impressão 3D na fabricação dos moldes revelou-se eficaz, proporcionando liberdade criativa, diminuição de custos e maior rapidez na criação de protótipos. Foi identificado como uma área a ser aprimorada a necessidade de melhorias no processo de remoção dos moldes e no controle da laminação.

A abordagem proposta surge como uma alternativa promissora para competições de aerodesign e projetos acadêmicos de engenharia, com a possibilidade de avançar através da adoção de novas técnicas de infusão de resina e otimizações na estrutura da treliça. Pesquisas futuras podem investigar a resistência ao impacto, a fadiga e potenciais combinações com outras fibras, como vidro ou aramida.

5. AGRADECIMENTOS

Agradeço a Fundação Herminio Ometto (FHO) pela disponibilidade do Laboratório de Materiais e pela disponibilização dos equipamentos para os ensaios.

Bem como a equipe Falcão Branco AeroDesign da qual faço parte pelo apoio técnico e preparação dos corpos de prova utilizados nos ensaios.

4. REFERÊNCIAS

- ABCM, 2004. “Journal of the Brazilian Society of Engineering and Mechanical Sciences”. 1 Feb. 2007 <<http://www.abcm.org.br/journal/index.shtml>>.
- Clark, J.A., 1986. *Comunicação pessoal*. University of Michigan, Ann Harbor.
- de Oliveira, L.P.R. e Melo, F.X., 2013. “Tpa as a tool for the desing of active noise control”. In *Proceedings of the International Symposium on Dynamic Problems of Mechanics - DINAME2013*. Buzios, Brazil.
- Bressan, Roberto Wagner; Izola, Dawson. **Development of a python script for structural analysis based on the finite element theory**. doi://10.26678/ABCM.COBEM2023.COB2023-0206. 27th ABCM International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2023). December 4-8, 2023, Florianopolis, SC, Brazil.
- Brocks, Thatiane; Shiino, Marcos Yutaka; Hilário, Maria Odila Cioffi, Voorwald, Herman Jacobus Cornelis, Caporalli, Angelo. **Experimental RTM Manufacturing Analysis of Carbon/Epoxy Compositesfor Aerospace Application: Non-crimp and Woven Fabric Differences**. DOI: 10.1590/S1516-14392013005000107 *Materials Research*. 2013; 16(5): 1175-1182 © 2013.
- Lee, Y.B., 2003. *Studies on the growth of the frost layer based on heat and mass transfer through porous media*. Tese de doutorado, Seoul National University, Seoul.
- McConnell, K.G. e Varoto, P.S., 2008. *Vibration Testing: Theory and Practice*. John Wiley & Sons, New Jersey, 2ª edição.
- MLA, 2004. “How do I document sources from the web in my works-cited list?” Modern Language Association. 22 Feb. 2007 <<http://www.mla.org>>.
- Rezende, Mirabel C. **O Uso de Compósitos Estruturais na Indústria Aeroespacial Polímeros: Ciência e Tecnologia**, vol 10, nº 2, 2000.
- Castro, Alexandre Mendes; Grison, Vagner; Gasparin, Alexandre Luís. **Desenvolvimento de um processo de laminação de material compósito com fibra de carbono e matriz de resina epóxi da asa de uma aeronave**. *Braz. Ap. Sci. Rev*, Curitiba, v. 4, n. 6, p. 3772-3791 nov./dez. 2020 ISSN 2595-3621
- Rodriguez, O.M.H., Mudde, R.F. e Oliemans, R.V.A., 2006. “Stability analysis of slightly-inclined stratified oil-water flow and intermediate wave theory”. In *Proceedings of the 11th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering - ENCIT2006*. Curitiba, Brazil.
- Trindade, M.A. e Benjeddou, A., 2011a. “Finite element homogenization technique for the characterization of d15 shear piezoelectric macro-fibre composites”. *Smart Materials and Structures*, Vol. 20, p. 07-12.
- Trindade, M.A. e Benjeddou, A., 2011b. “Evaluation of effective material properties of thickness-shear piezoelectric macro-fibre composites”. In *Proceedings of the 21st International Congress of Mechanical Engineering - COBEM2011*. Natal, Brazil.

5. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.