XXXI Seminário de INICIAÇÃO CIENTÍFICA DA UFERSA

**Núcleo de Avaliação:** Núcleo II
**Área temática:** Engenharias
**Área do Conhecimento**: Engenharia Aeroespacial

# Estruturas e ensaios estruturais

Iasmim Dantas do Nascimento, Sara Cristina Gomes de Souto, Daut de Jesus Nogueira Peixoto Couras

O presente trabalho tem como objetivo apresentar o desenvolvimento e o dimensionamento estrutural da aeronave projetada pela equipe PegAzuls Aerodesign, da Universidade Federal Rural do Semi-Árido, no âmbito do subsistema de Estruturas e Ensaios Estruturais, para a competição SAE Brasil Aerodesign 2025. O estudo buscou otimizar a relação entre leveza, resistência e viabilidade construtiva, utilizando métodos analíticos consagrados e ensaios experimentais realizados em laboratório. O dimensionamento dos componentes estruturais — asa, empenagens, fuselagem e trem de pouso — foi conduzido com base nas equações clássicas da Resistência dos Materiais (Hibbeler, Estática, 7ª ed., 2010; Norton, Projeto de Máquinas, 4ª ed., 2013), considerando esforços de flexão, cisalhamento e flambagem. Ensaios foram realizados na máquina universal de ensaios EMIC DL 30000, seguindo normas ASTM para tração e flexão, de modo a determinar as propriedades dos materiais empregados. O alumínio 6061 apresentou resistência à flexão de 244 MPa, módulo de elasticidade de 69 GPa e densidade de 2,71 g/cm³; o aço 1020, 420 MPa e 205 GPa; a madeira balsa, 31,33 MPa e 3,1 GPa; e o compósito de fibra de carbono RC200T com núcleo de Divinycell H45, módulo de 9,45 GPa e densidade de 0,17 g/cm³. A longarina da asa, tratada como viga em balanço, foi ensaiada em flexão e apresentou desempenho satisfatório, sendo adotada a configuração de balsa escalonada com massa de 204,9 g e deflexão compatível com as cargas simuladas. O tail boom em compósito apresentou deflexão experimental de 40 mm sob carga de 75 g, com margem de segurança (MS) de 3,42, confirmando sua adequação. O trem de pouso em alumínio 6061-T6 suportou carga crítica de flambagem de 12,23 kN, com deflexão máxima de 1,24 mm, enquanto a triquilha manteve boa estabilidade e rigidez. A fuselagem tipo caixão, de 60 cm de comprimento e 7,5 cm de altura, obteve tensões máximas de 70,65 MPa e deflexão de 0,234 mm, apresentando desempenho estrutural superior ao modelo de placa plana (174,6 MPa e 1,23 mm). As margens de segurança para os principais componentes foram positivas, com destaque para a empenagem vertical (MS = 10,41) e a asa (MS = 0,43), garantindo a integridade estrutural. O peso de voo final estimado da aeronave foi de 3,0 kg, representando redução em relação ao projeto de 2024. Conclui-se que as otimizações geométricas e o uso de materiais compósitos, aliados ao alumínio, proporcionaram melhorias significativas em desempenho, rigidez e confiabilidade, atendendo aos requisitos estruturais e competitivos estabelecidos.

**Palavras-chave:** Dimensionamento estrutural, Aerodesign, Ensaios mecânicos.

**Agência financiadora:** PIVIC.

**Campus:** Mossoró