

Revista Eletrônica



Volume 5 – Número 1 - 2025

Análise de Tensões em Asas de Aeronaves Submetidas a Cargas Aerodinâmicas: Estudo da Distribuição de Tensões e Deformações em Voo.

Arthur Duarte dos Santos

arthur.duarte@aluno.ifsp.edu.br

Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo

Gustavo Manzano Lopes

g.manzano@aluno.ifsp.edu.br

Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo

Resumo

Este artigo apresenta uma análise integrada da distribuição de tensões e deformações em asas de aeronaves de pequeno porte submetidas a cargas aerodinâmicas extremas. A metodologia segue o modelo de organização de Raymer, estruturado em quatro etapas de desenvolvimento: anteprojeto, conceitual, preliminar e detalhado. Os dados foram com base na equipe Taperá Baby, participantes da Competição SAE Brasil AeroDesign, envolvendo estudos aerodinâmicos, cargas, aeroelasticidade, estabilidade e estruturas. O emprego de métodos analíticos, simulações numéricas (ANSYS®, XFLR5 e MDSolids®) e ensaios físicos permitiu avaliar o comportamento estrutural da asa em voo crítico. Os resultados demonstraram que a estrutura atendeu aos requisitos de desempenho e segurança, operando com margens adequadas de fator de segurança.

Palavras-chave

Tensões em asas, Cargas aerodinâmicas, Deformações em voo, Aeroelasticidade, Anteprojeto, AeroDesign.

Abstract

This article presents an integrated analysis of stress and strain distribution in small aircraft wings subjected to extreme aerodynamic loads. The methodology follows Raymer's organizational model, structured in four development stages: preliminary design, conceptual, preliminary, and detailed. The data were based on the Taperá Baby team, participants in the SAE Brazil AeroDesign Competition, involving aerodynamic studies, loads, aeroelasticity, stability, and structures. The use of analytical methods, numerical simulations (ANSYS®, XFLR5, and MDSolids®), and physical tests allowed for

the evaluation of the wing's structural behavior in critical flight. The results demonstrated that the structure met the performance and safety requirements, operating with adequate safety factor margins.

Keywords

Wing stresses, Aerodynamic loads, Flight deformations, Aeroelasticity, Preliminary design, Aerodesign.

1 – Introdução

A análise estrutural de asas de aeronaves constitui um dos pilares fundamentais do projeto aeronáutico, pois garante simultaneamente o desempenho e a segurança em voo.

Sob condições de operação extremas, como manobras críticas, rajadas de vento ou sobrecargas durante decolagem e pouso, as asas são submetidas a esforços complexos de flexão, torção e cisalhamento.

A correta previsão e o controle desses efeitos são essenciais para evitar falhas estruturais, flambagens ou degradação aerodinâmica.

De acordo com Anderson (2010), a interação entre forças aerodinâmicas e estruturais é determinante na definição do comportamento global da aeronave, exigindo que o projeto da asa envolva não apenas considerações de desempenho, mas também análises detalhadas de tensões, deformações e estabilidade aeroelástica. Miranda (2019) reforça que o equilíbrio entre rigidez e leveza é a principal diretriz para estruturas eficientes, uma vez que o aumento da resistência deve ocorrer sem comprometer a relação peso/potência.

Assim, compreender o comportamento estrutural das asas não se limita ao dimensionamento de componentes, mas à análise integrada das respostas aeroelásticas e da capacidade de dissipar cargas dinâmicas.

Para este estudo, adotou-se o modelo de desenvolvimento proposto por Raymer (2012), dividido em quatro etapas progressivas — anteprojeto, conceitual, preliminar e detalhada —, o que permite uma evolução sistemática desde a definição de requisitos até a validação experimental do projeto. Essa abordagem, amplamente aplicada em projetos de engenharia aeronáutica, possibilitou o desenvolvimento e a análise da asa do projeto Taperá Baby de forma consistente e multidisciplinar.

A análise estrutural de asas de aeronaves constitui um dos pilares para garantir tanto o desempenho quanto a segurança em voo.

Isso ocorre porque, sob condições de operação extremas, como manobras críticas, rajadas de vento e situações de sobrecarga, as asas ficam submetidas a esforços complexos de flexão, torção e

cisalhamento, além de deformações que, se não forem corretamente previstas, podem comprometer a integridade global da aeronave.

Assim, compreender o comportamento estrutural das asas não se limita apenas ao dimensionamento de componentes, mas envolve também a avaliação da resposta aeroelástica, da distribuição de tensões e da capacidade de dissipar cargas dinâmicas ao longo de sua envergadura.

Para guiar este estudo, foi adotado o modelo de desenvolvimento de projeto proposto por Raymer, amplamente utilizado em projetos aeronáuticos acadêmicos e industriais.

Esse modelo organiza o processo em quatro etapas progressivas que são: anteprojeto, conceitual, preliminar e detalhado, permitindo uma evolução gradual desde a definição de requisitos básicos até a validação experimental da estrutura.

2 – Modelo de Desenvolvimento Segundo Raymer

Conforme citado, foi adotado o modelo de desenvolvimento de projeto proposto por Raymer, amplamente utilizado em projetos aeronáuticos acadêmicos e industriais.

2.1 - Etapa de Anteprojeto

O anteprojeto corresponde à etapa inicial de definição de requisitos e objetivos, servindo como base para todas as fases subsequentes do desenvolvimento.

No caso da equipe Taperá Baby, a principal meta foi projetar uma asa capaz de suportar cargas aerodinâmicas extremas durante as missões competitivas, garantindo baixo peso estrutural, alta eficiência aerodinâmica e resistência mecânica suficiente para atender às normas da SAE Brasil AeroDesign. Os requisitos principais estabelecidos pela equipe diante a análises quantitativas foram:

Velocidade de estol $\leq 12 \text{ m/s}$: assegura que a aeronave possa operar de forma estável em baixas velocidades, condição essencial para decolagem e pouso em pistas curtas e para voo seguro durante manobras críticas.

Velocidade de mergulho $\geq 29 \text{ m/s}$: representa o limite superior de operação da aeronave, garantindo resistência estrutural frente a manobras agressivas e rajadas de vento sem ocorrência de falhas.

Deformação máxima admissível $\leq 100 \text{ mm na ponta da asa}$: limite estabelecido para garantir rigidez estrutural, eficiência aerodinâmica e prevenção de efeitos aero elásticos indesejados, como divergência ou perda de efetividade dos comandos de voo.

Esses requisitos funcionaram como critérios de referência para as análises aerodinâmicas, estruturais e de estabilidade, orientando o processo de seleção de perfis, dimensionamento da longarina e verificação experimental dos protótipos.



Figura 1 – Aeronave Beluga – Projeto 2025.

2.2 Etapa Conceitual

Nesta fase, conforme o modelo de desenvolvimento proposto por Raymer (2012), buscou-se a convergência entre eficiência aerodinâmica e resistência estrutural. O perfil S1223 foi selecionado por apresentar elevado coeficiente de sustentação máximo ($CL_{máx} = 2,27$), comportamento previsível em baixos números de Reynolds ($Re \approx 3 \times 10^5$) e boa estabilidade longitudinal, conforme recomendações de Anderson (2010) para asas de pequeno porte. Essa escolha garante operação segura em velocidades de estol reduzidas e melhora o desempenho em regimes de baixa potência, típicos das missões competitivas da equipe.

A partir dos princípios apresentados por Luiz Eduardo Miranda (2019), definiu-se o uso de uma longarina híbrida, com mesas em fibra de carbono e alma em balsa e compensado, permitindo combinar alto módulo de Young ($E = 50$ GPa) com baixo peso específico ($\rho \approx 160$ kg/m³). Essa configuração assegura boa rigidez à flexão e resistência ao cisalhamento, reduzindo deflexões sob carga e garantindo compatibilidade entre materiais distintos por meio do fator de transformação de rigidez (E_1/E_2). Assim, a etapa conceitual estabeleceu a base para o dimensionamento mecânico e as simulações estruturais de etapas posteriores.

A sustentação foi estimada a partir da equação clássica:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (1)$$

onde: L é a sustentação (N), ρ é a densidade do ar (kg/m^3), V é a velocidade de voo (m/s), S é a área de asa projetada (m^2) e C_L é o coeficiente de sustentação adimensional.

Com a aplicação da equação, foi possível determinar a carga básica que a asa deveria resistir, levando em conta os limites de velocidade previstos no anteprojeto. A análise em nível conceitual também definiu a configuração da longarina principal, projetada em material híbrido (fibra de carbono combinada com madeira balsa/compensado), buscando o equilíbrio entre rigidez estrutural e baixo peso.

Essa etapa teve papel essencial para nortear os cálculos preliminares de carga, além de orientar o compromisso entre massa, desempenho aerodinâmico e resistência mecânica, que fundamentariam as fases seguintes de detalhamento do projeto.

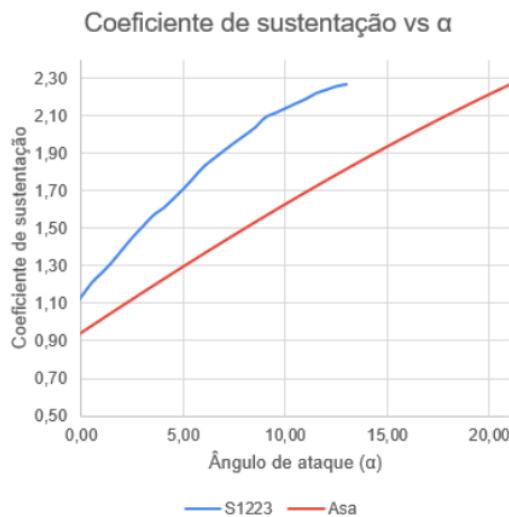


Figura 2 – Curva de sustentação $C_L \times \alpha$ do perfil aerodinâmico S1223.

2.3 - Etapa Preliminar

Seguindo a metodologia descrita por Anderson (2010) e Miranda (2019), a etapa preliminar teve como foco a modelagem dos esforços internos que surgem na asa sob diferentes condições de voo. O diagrama v–n foi elaborado para determinar os fatores de carga limites sob manobras positivas, negativas e rajadas, definindo o envelope estrutural de voo. Essa ferramenta permite associar o desempenho aerodinâmico aos limites mecânicos da estrutura.

A distribuição de sustentação foi obtida pelo método de Schrenk, combinando a distribuição elíptica teórica e a real geométrica da asa, conforme práticas descritas por Raymer (2012). A partir dessa carga distribuída, foram determinados o esforço cortante $Q(x)$ e o momento fletor $M(x)$ ao longo da semi-

envergadura, considerando as condições de contorno de apoio engastado na raiz e ponta livre, típicas de uma asa em balanço. Com base na teoria clássica de vigas, aplicou-se:

$$\sigma = (M \cdot y) / I \quad (2)$$

onde σ é a tensão normal, M o momento fletor máximo, y a distância da linha neutra até a superfície externa da seção transversal da longarina e I o momento de inércia da seção transversal da longarina. Essa formulação foi validada pela Lei de Hooke ($\sigma = E \cdot \epsilon$) para garantir que as deformações permanecessem dentro do regime elástico do material.

Os resultados apontaram que os maiores momentos fletores ocorrem na raiz da asa ($M_{max} = 85,32 \text{ N}\cdot\text{m}$), enquanto os esforços decrescem em direção à ponta, comportamento típico de estruturas em balanço, se comportando como barra engastada. O dimensionamento preliminar da longarina garantiu margens adequadas de fator de segurança (>3), corroborando a escolha de materiais e geometria.

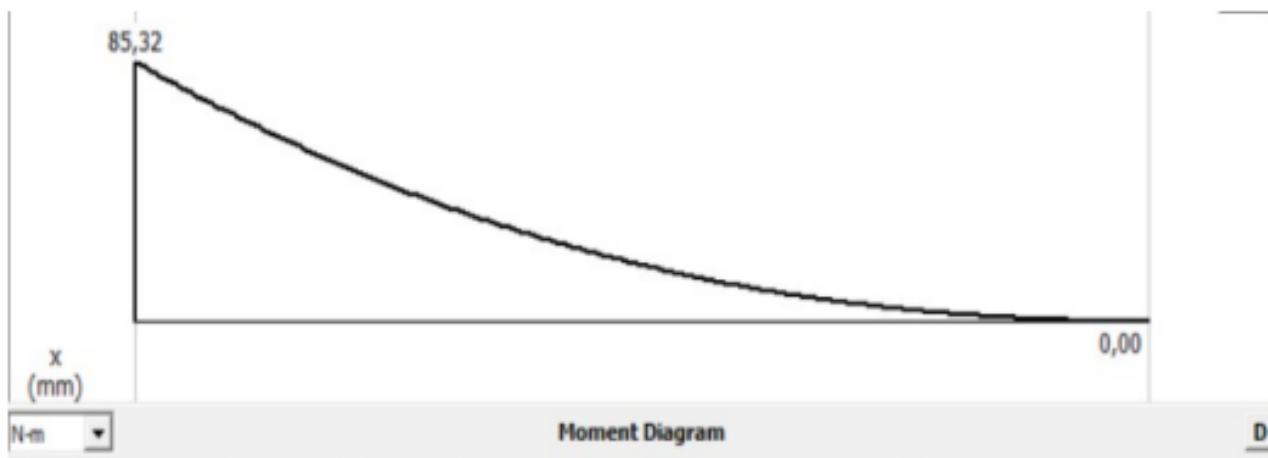


Figura 3 – Diagrama de momento fletor.

Conforme ilustrado nas Figura 3, os esforços mais elevados ocorrem na raiz da asa, área em que a estrutura já é dimensionada com maior robustez. O valor máximo de momento fletor encontrado foi de 85,32 N·m.

Quando convertido em tensão normal, levando em conta a geometria da seção da longarina e o momento de inércia correspondente, esse valor apresentou-se muito abaixo da resistência à tração do material, de 377 MPa. Tal resultado evidencia que a estrutura permanece dentro dos limites de segurança estabelecidos.

Nesta fase, os modelos teóricos foram aplicados com o objetivo de estimar as cargas atuantes e os esforços internos na estrutura da asa. Logo, o próximo passo consistiu na construção do diagrama $v-n$, ferramenta essencial para avaliar a resposta da aeronave a manobras e rajadas de vento. Esse diagrama relaciona a velocidade de voo com o fator de carga, permitindo identificar as condições críticas de operação e delimitar o envelope de voo seguro da aeronave.

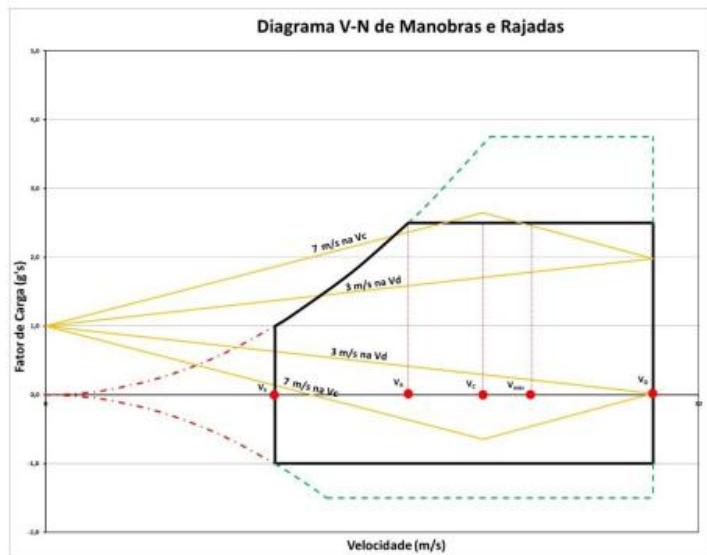


Figura 4 – Diagrama v-n.

2.4 – Etapa Detalhada

A etapa detalhada consistiu na validação numérica e experimental do modelo estrutural. As simulações no ANSYS® foram conduzidas utilizando elementos finitos 3D (Solid186), com condições de contorno representando engastamento na raiz e pressão distribuída no extradorso e intradorso. As propriedades de material seguiram os parâmetros experimentais da equipe, com $E_{fibra} = 50$ GPa, $E_{balsa} = 0,25$ GPa, $\nu = 0,3$ e $\rho = 160\text{--}1600$ kg/m³, conforme Miranda (2019).

Os resultados indicaram deformação máxima de 26,35 mm, valor compatível com o limite de projeto (≤ 100 mm), e tensão de Von Mises máxima de 94,7 MPa, inferior à tensão de escoamento (377 MPa), assegurando fator de segurança $FS \approx 3,9$. A distribuição das tensões principais demonstrou comportamento linear ao longo da longarina, confirmando a hipótese de flexão pura.

Complementarmente, o ensaio de flexão realizado com base no método de Schrenk apresentou deslocamentos experimentais próximos aos valores simulados, com variação atribuída às imperfeições geométricas e à rigidez local dos apoios. O gráfico força × deslocamento apresentou comportamento linear até o limite de carga, caracterizando regime elástico conforme a Lei de Hooke.

Essa etapa consolidou a correlação entre os métodos analítico, numérico e experimental, assegurando que a estrutura da asa mantém integridade e rigidez suficientes para suportar as condições críticas de voo.

A validação do projeto foi realizada por meio de simulações numéricas no software ANSYS®, com o objetivo de avaliar o comportamento estrutural da asa sob carregamento. As figuras a seguir apresentam os principais resultados obtidos, como deformações e tensões internas, permitindo verificar se os esforços permanecem dentro dos limites admissíveis do material utilizado.

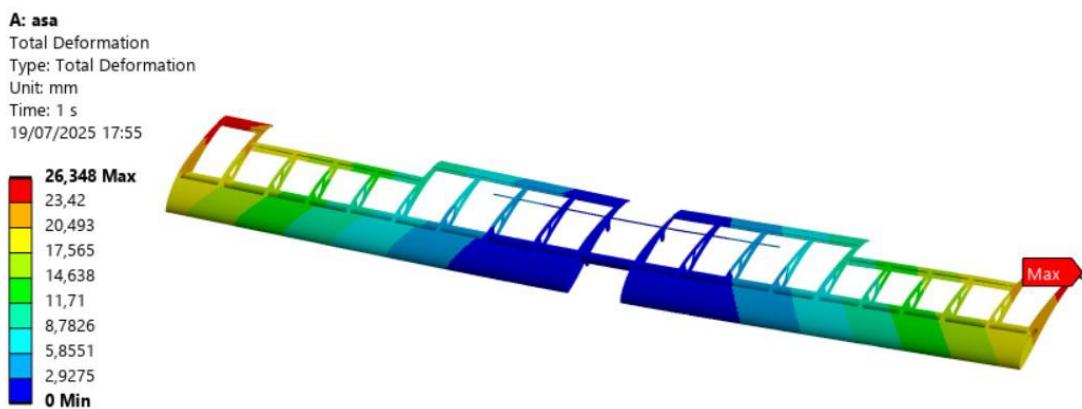


Figura 5 - Deformação.

A Figura 5 ilustra a deformação total da asa sob carregamento estático, evidenciando um deslocamento máximo de cerca de 26,35 mm nas extremidades. Esse comportamento demonstra que a estrutura responde conforme o esperado, apresentando maior flexibilidade nas pontas e menor deslocamento próximo à raiz. Essa análise é fundamental para avaliar a rigidez da asa e assegurar que a deformação permaneça dentro de limites aceitáveis, prevenindo falhas estruturais e comprometimento do desempenho aerodinâmico.

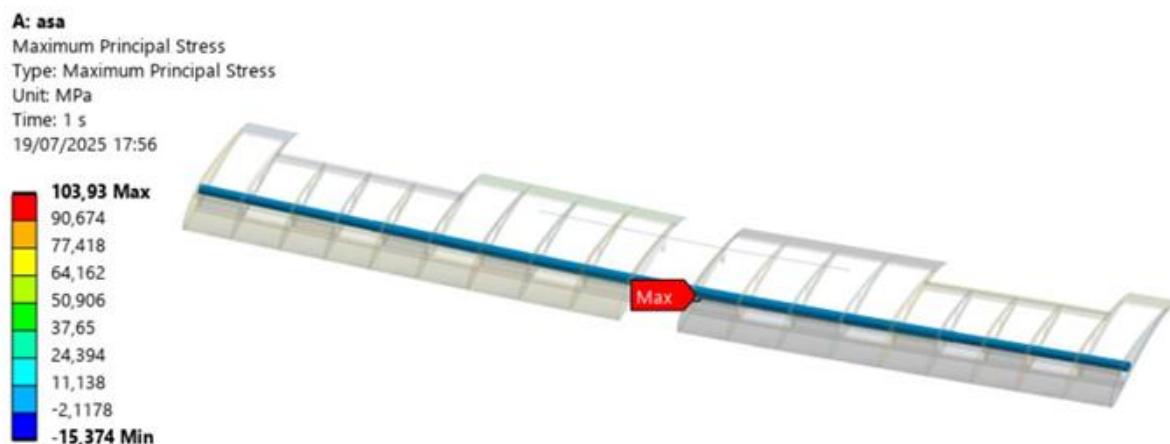


Figura 6 – Tensões principais.

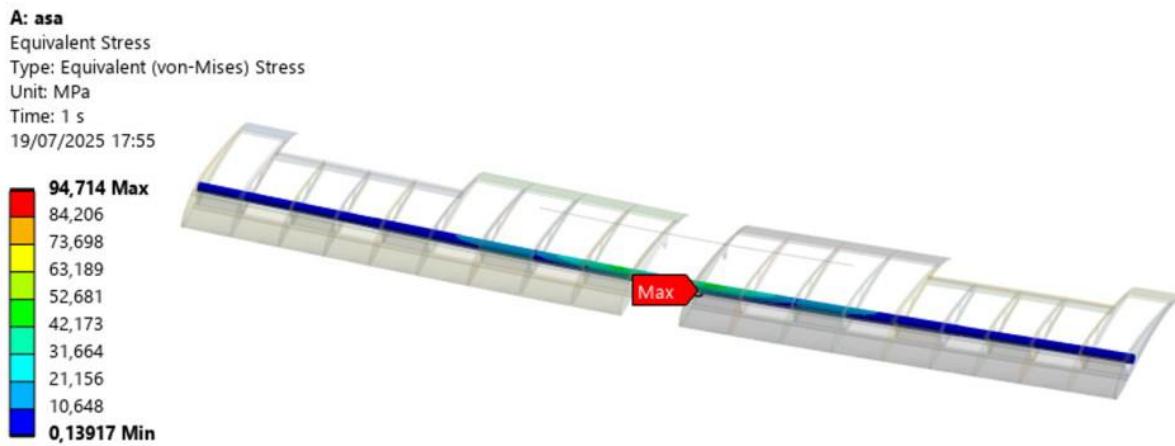


Figura 7 - Tensões de Von Misses.

Os resultados da simulação estrutural da longarina da asa estão ilustrados nas Figuras 6 e 7, que apontam as regiões de maior solicitação sob a carga aplicada. A Figura 6 apresenta a distribuição das tensões principais máximas, com pico de 103,93 MPa, enquanto a Figura 7 exibe as tensões equivalentes de Von Mises, cujo valor máximo foi de 94,71 MPa. Como ambos os resultados se encontram muito abaixo da resistência à tração do material (377 MPa), conclui-se que, mesmo nas áreas críticas, a estrutura mantém margens adequadas de segurança. Assim, os dados obtidos comprovam que a longarina está dimensionada para suportar os esforços impostos, garantindo a validação do projeto do ponto de vista estrutural.

Na fase final, os cálculos foram confirmados por meio de simulações numéricas, utilizando a equação do fator de segurança. O valor obtido foi de 3,63, conforme demonstrado nos cálculos a seguir: O fator de segurança foi obtido pela relação:

$$FS = \frac{\sigma_{\text{limite}}}{\sigma_{\text{aplicada}}} \quad (3)$$

$$FS = \frac{377}{103,93} \approx 3,63$$

σ_{limite} : tensão limite do material (escoamento/ruptura).

σ_{aplicada} : tensão atuante na estrutura.

O ensaio mecânico de flexão foi conduzido com base no método de Schrenk, ilustrado na Figura 8, considerando a condição mais crítica de carregamento da aeronave, correspondente ao peso máximo de decolagem (MTOW - Maximum Takeoff Weight).

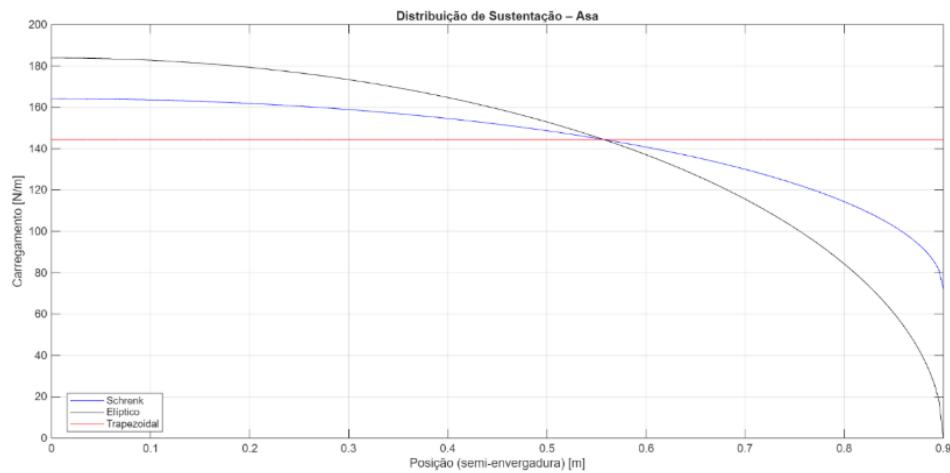


Figura 8 - Diagrama de Schrenk da Asa

O Diagrama apresentado tem como objetivo demonstrar a distribuição de cargas ao longo de uma área móvel, sendo neste caso uma meia Asa; ademais, este gráfico apresenta as áreas de maiores esforços de cargas, tendo a nervura da raiz como maior e menor da ponta. Portanto, para cálculo das mesmas é feito pelo subsistema Cargas e Aeroelasticidade um algoritmo que plota este gráfico com auxílio do software MatLab.

Diante dos esforços de cargas feitos e plotados, foi feito pela equipe pelo subsistema Estruturas e Ensaios uma validação com ensaios obtendo dados de forma qualitativa e prática, para garantir uma rigidez nas junções e no conjunto estudado.

Para a execução do ensaio, a fuselagem foi posicionada invertida, permitindo a aplicação das cargas no intradorso da asa. Uma linha de referência foi fixada ao longo do bordo de ataque da fuselagem, sendo utilizada para medir os deslocamentos correspondentes a cada carga aplicada. As cargas foram aplicadas em intervalos de 100 mm, seguindo a distribuição definida pelo gráfico obtido previamente.

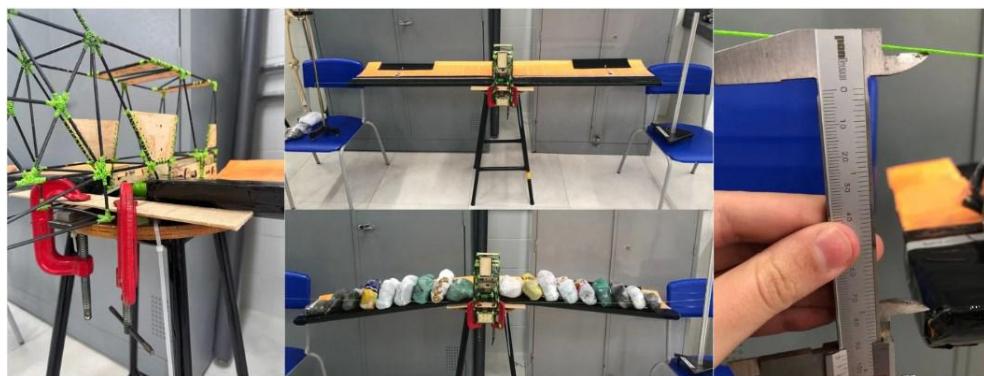


Figura 9 - Etapas do Ensaio de flexão

Com os deslocamentos registrados em função das cargas aplicadas, elaborou-se o gráfico que representa a rigidez estrutural da asa.

Tabela 1 – Rigidez da Asa.

Rigidez Asa Carga	
Carga (kg)	Deslocamento (mm)
0	0
1,62	8
3,22	12
4,8	18,3
6,35	27,9
7,85	34
9,27	49
10,62	64
11,72	75
12,49	93



Figura 10 - Gráfico de rigidez da asa.

Utilizando os dados da Tabela 1. determinou-se a relação entre força aplicada e deslocamento vertical na ponta da semi-asa. Essa análise possibilitou avaliar o comportamento elástico da asa e estimar sua rigidez média, calculada a partir do coeficiente angular da reta de tendência ajustada ao gráfico. A

rigidez da estrutura foi estimada em aproximadamente 1,31 N/mm, assumindo comportamento elástico linear.

Ao comparar os resultados do dimensionamento analítico, da simulação numérica e do ensaio físico, observou-se que o deslocamento máximo foi de 26 mm na simulação, 93 mm no ensaio e 91,268 mm no cálculo analítico sob cargas equivalentes.

Apesar do maior deslocamento registrado no ensaio físico, não houve falhas estruturais, rupturas, flambagem ou escoamento do material, mantendo a integridade da asa. As diferenças entre os resultados podem ser explicadas por fatores de montagem, condições reais de ensaio e simplificações do modelo computacional.

Considerando a tensão de escoamento do material (377 MPa) e a tensão equivalente de Von Mises máxima da simulação (94,714 MPa), foi calculado um fator de segurança de cerca de 3,98. Esse valor evidencia que a estrutura está dentro de limites seguros, garantindo que, mesmo com variações de carregamento ou pequenas diferenças na fabricação, a aeronave mantém integridade estrutural e está apta para operar conforme previsto pelo projeto.

3 – Discussão

A metodologia de desenvolvimento adotada segundo Raymer (2012) mostrou-se eficaz para organizar as etapas de concepção, dimensionamento e validação estrutural da asa. A integração entre análise analítica, simulação numérica e ensaio experimental permitiu obter uma visão abrangente do comportamento da estrutura em voo crítico.

Os resultados mostraram coerência entre os métodos empregados. Conforme Miranda (2019), pequenas discrepâncias entre os resultados teóricos e experimentais são esperadas, pois as simplificações adotadas nos modelos computacionais não reproduzem integralmente as condições de contorno reais e as imperfeições de montagem. Ainda assim, os deslocamentos e tensões observados permaneceram dentro das margens de segurança determinadas.

A deformação máxima observada (≈ 26 mm) mostrou-se coerente com a prevista teoricamente, e as tensões obtidas (94,7 MPa) ficaram bem abaixo da tensão de escoamento do material (377 MPa), garantindo um fator de segurança superior a 3,5. Isso confirma o comportamento elástico linear descrito pela Lei de Hooke, validando a suposição de que o conjunto estrutural trabalha sem ultrapassar o limite proporcional do material.

A comparação entre simulação e ensaio físico demonstrou que a estrutura da asa apresenta comportamento previsível e estável sob cargas críticas, reforçando a eficiência do conceito híbrido (fibra de carbono + balsa/compensado). Essa compatibilização de materiais, conforme apontado por Anderson

(2010), é fundamental para garantir que as deformações relativas se mantenham compatíveis e que a distribuição de tensões ao longo da longarina ocorra de forma equilibrada. Assim, o conjunto estrutural mostrou-se adequado para operação segura e eficiente em missões de competição e voo real.

O método de desenvolvimento adotado segundo Raymer provou-se altamente eficaz no planejamento e execução do projeto da asa. A etapa de anteprojeto permitiu estabelecer requisitos objetivos e consistentes, fundamentais para orientar todas as fases da engenharia. Na fase conceitual, as decisões sobre perfis aerodinâmicos e materiais foram tomadas de forma criteriosa, conciliando desempenho com resistência estrutural. A fase preliminar permitiu detalhar as cargas críticas ao longo da asa e fornecer dados essenciais para o dimensionamento estrutural. Finalmente, a etapa de detalhamento confirmou, por meio de simulações e ensaios experimentais, que a estrutura opera com margem de segurança adequada.

As divergências entre resultados computacionais e ensaios físicos são naturais, devido às simplificações dos modelos numéricos e às condições reais de teste. No entanto, essas diferenças não comprometem a confiabilidade estrutural do projeto, que se mostrou capaz de atender às exigências operacionais da aeronave de forma segura.

4 – Conclusões

A aplicação do modelo de desenvolvimento proposto por Raymer (2012) resultou em uma abordagem sistemática e eficiente para o projeto estrutural da asa. Cada fase — do anteprojeto à validação final — contribuiu de forma integrada para alcançar um equilíbrio entre desempenho, rigidez e segurança estrutural.

Os resultados demonstraram que a asa desenvolvida pela equipe Taperá Baby atende plenamente aos requisitos aerodinâmicos e mecânicos estabelecidos. O uso de materiais compostos híbridos (fibra de carbono e balsa/compensado) proporcionou excelente relação resistência/peso, conforme os princípios de Miranda (2019), e permitiu a obtenção de margens de segurança adequadas frente às condições críticas de voo.

A combinação entre métodos analíticos, simulações via elementos finitos (ANSYS®) e ensaios experimentais possibilitou uma validação robusta do modelo, mostrando boa correlação entre teoria e prática. Segundo Anderson (2010), essa integração multidisciplinar é essencial para projetos aeronáuticos modernos, garantindo que a estrutura mantenha integridade e eficiência mesmo sob carregamentos complexos.

Conclui-se, portanto, que o projeto da asa analisada cumpre os requisitos de segurança e desempenho, apresentando comportamento estrutural compatível com o esperado para aeronaves de

pequeno porte. A metodologia empregada e os resultados obtidos reforçam a importância da análise integrada entre aerodinâmica e estruturas na engenharia aeronáutica contemporânea.

A utilização do modelo de desenvolvimento proposto por Raymer possibilitou uma abordagem organizada e gradual no projeto da asa, garantindo que cada fase — do anteprojeto à validação final — contribuísse de forma integrada para a robustez e eficiência da solução adotada. A aeronave desenvolvida pela equipe Taperá Baby atendeu plenamente aos requisitos aerodinâmicos e estruturais, operando com margens de segurança adequadas mesmo em condições críticas de voo.

A integração de métodos analíticos, simulações computacionais e ensaios experimentais reforçou a confiabilidade do projeto, evidenciando a importância da colaboração entre diferentes disciplinas da engenharia aeronáutica. Essa abordagem multidisciplinar não apenas aumentou a precisão dos resultados, como também permitiu uma avaliação abrangente do comportamento estrutural da asa em situações reais de operação. Os resultados confirmam a viabilidade técnica do projeto e sua prontidão para aplicação em contextos competitivos e operacionais.

5 – Referências

- ANDERSON, JOHN. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, 2010.
- RAYMER, D. P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA, 2012.
- Relatórios Técnicos da Equipe Taperá Baby 207 - *Aerodinâmica, Cargas e Aeroelasticidade, Estabilidade e Controle, Estruturas e Ensaios Estruturais*.
- RODRIGUES, LUIZ EDUARDO MIRANDA JOSÉ., Fundamentos da Engenharia Aeronáutica, 1^a Ed, Cengage Learning, São Paulo.