

*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](mailto:arthur.duarte@aluno.ifsp.edu.br)

**Gustavo Manzano Lopes**  
[g.mannano@aluno.ifsp.edu.br](mailto:g.mannano@aluno.ifsp.edu.br)



# Introdução

O artigo desenvolvido tem como objetivo, demonstrar como foi dimensionado uma estrutura móvel (Asa) de uma aeronave de uma equipe de Aerodesign, com base em cargas aerodinâmicas; sendo feito o cálculo da distribuição das mesmas e seus efeitos. Diante disso, foi dividido o projeto em etapas analíticas e empíricas, dessa maneira foi possível comprovar os dados. Logo, foi usado uma metodologia para o caso de estudo, sendo da seguinte forma:

- **Metodologia de Raymer e Roskan:** Divisão de etapas do projeto, sendo elas: Anteprojeto, Conceitual, Preliminar e Detalhado;
- **Estudo de caso da superfície em seu respectivo subsistema:** As asas são submetidas a esforços complexos (flexão, torção e cisalhamento) em cenários críticos (manobras, rajadas, decolagem/pouso);
- **Validação dos outputs dos subsistemas:** Após a análise, cálculos e utilização de softwares, a equipe faz a validação desses dados em um componente manufaturado.



# Metodologia de Raymer e Roskan

- O projeto e a construção das áreas de manufatura seguiram esse método pelo fato do conhecimento usado em outros anos e pela facilidade em dividir as tarefas entre as áreas;
- Esse método organiza o desenvolvimento da asa de forma progressiva e técnica;
- Permite começar definindo requisitos e terminar com validação experimental;
- Usando essa metodologia, houve a integração entre aerodinâmica, cargas e estruturas garantindo um projeto coeso e organizado.



# Parâmetros Definidos no Anteprojeto

► Requisitos foram determinados com base em análises de voo e normas da SAE AeroDesign;

► O objetivo foi garantir resistência estrutural com baixo peso;

► Limites estabelecidos serviram como referência para cálculos analíticos e simulações;

► A estrutura deveria resistir às condições críticas de operação sem falhas mecânicas;

REQUISITOS GERAIS DE PROJETO	
RG1	A aeronave deve ser projetada para realizar ambas as missões
RG2	A bateria deve pesar < 300 g, ser de fácil remoção e ser diferente da de comando
RG3	A carga LAPES deve prover choque inelástico com o solo
RG4	Maximizar o coeficiente de sustentação
RG5	Peso Vazio <= 3 Kg
RG6	Carga lapes não deve ser de metal
RG7	Aeronave deve possuir estabilidade em todos os modos dinâmicos



Exemplo de requisitos gerais alcançados no projeto 2025.



# Etapa de Anteprojeto

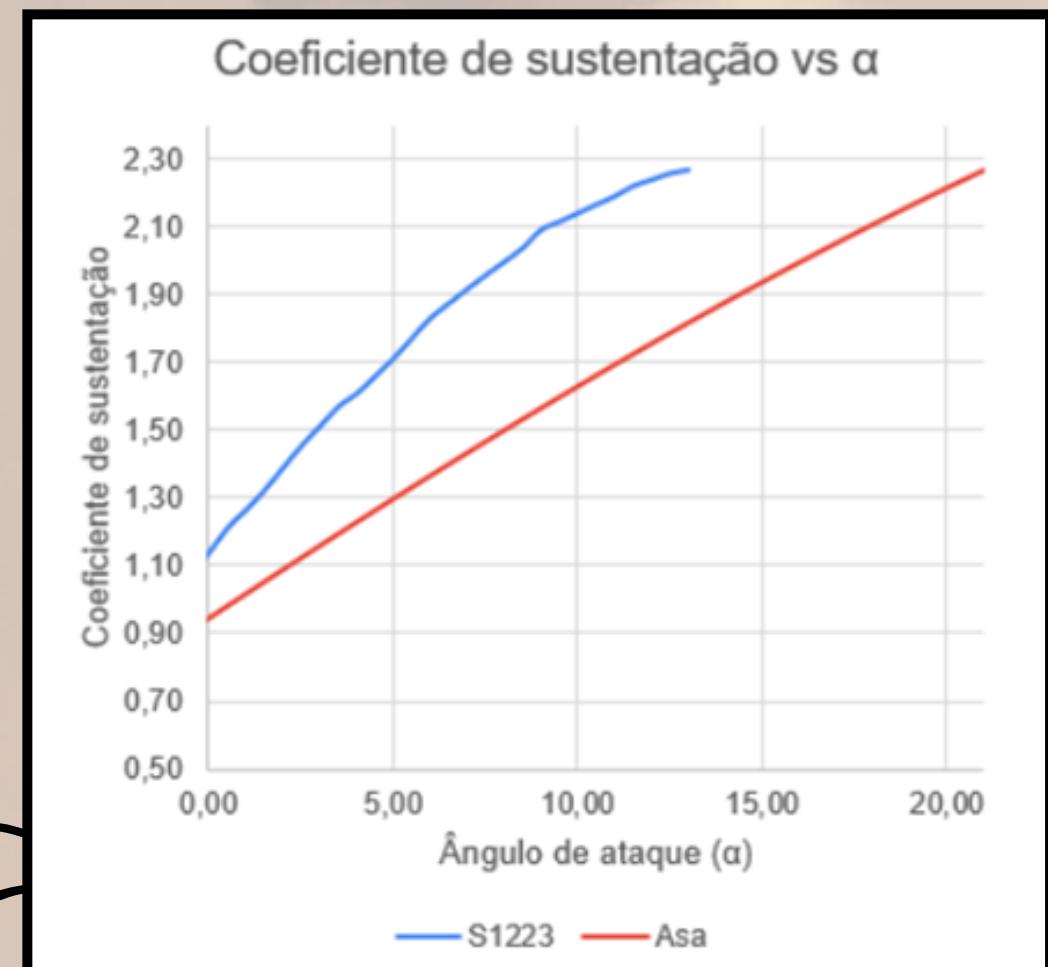
Para iniciar o início do dimensionamento, foi preciso calcular os requisitos através dos subsistemas de Estabilidade e Controle, Desempenho e Cargas, que juntos validam os próximos passos:

- Definição dos requisitos fundamentais da asa da aeronave da equipe Taperá Aerodesign
- Velocidade de estol  $\leq 12$  m/s: garante estabilidade em pouso e decolagem ( OUTPUT para Estabilidade e Desempenho );
- Velocidade de mergulho  $\geq 29$  m/s: assegura resistência a manobras agressivas e rajadas ( OUTPUT Desempenho );
- Deformação máxima  $\leq 100$  mm: evita perda aerodinâmica e problemas aeroelásticos ( OUTPUT para Estruturas e Ensaios )
- Esses valores guiam todo o dimensionamento estrutural e aerodinâmico..



# Etapa Conceitual

- Seleção do perfil aerodinâmico S1223, ideal para baixo Reynolds;
- Perfil possui  $CL_{máx} = 2,27 \rightarrow$  aumenta eficiência em baixa velocidade;
- Definição da longarina híbrida: Vara de pesca telescopia ( Compósito de carbono e fibra de vidro );
- Definição de madeira balsa para geometria de nervuras, aileron e chapeados de ataque e de fuga;
- Materiais escolhidos para maximizar rigidez e minimizar peso. ( reduzir Peso Vazio da aeronave  $\rightarrow$  alcançando MAIOR eficiencia estrutural ).



Curva de sustentação  $CL \times \alpha$  do perfil aerodinâmico S1223.



# Etapa Conceitual -Materiais





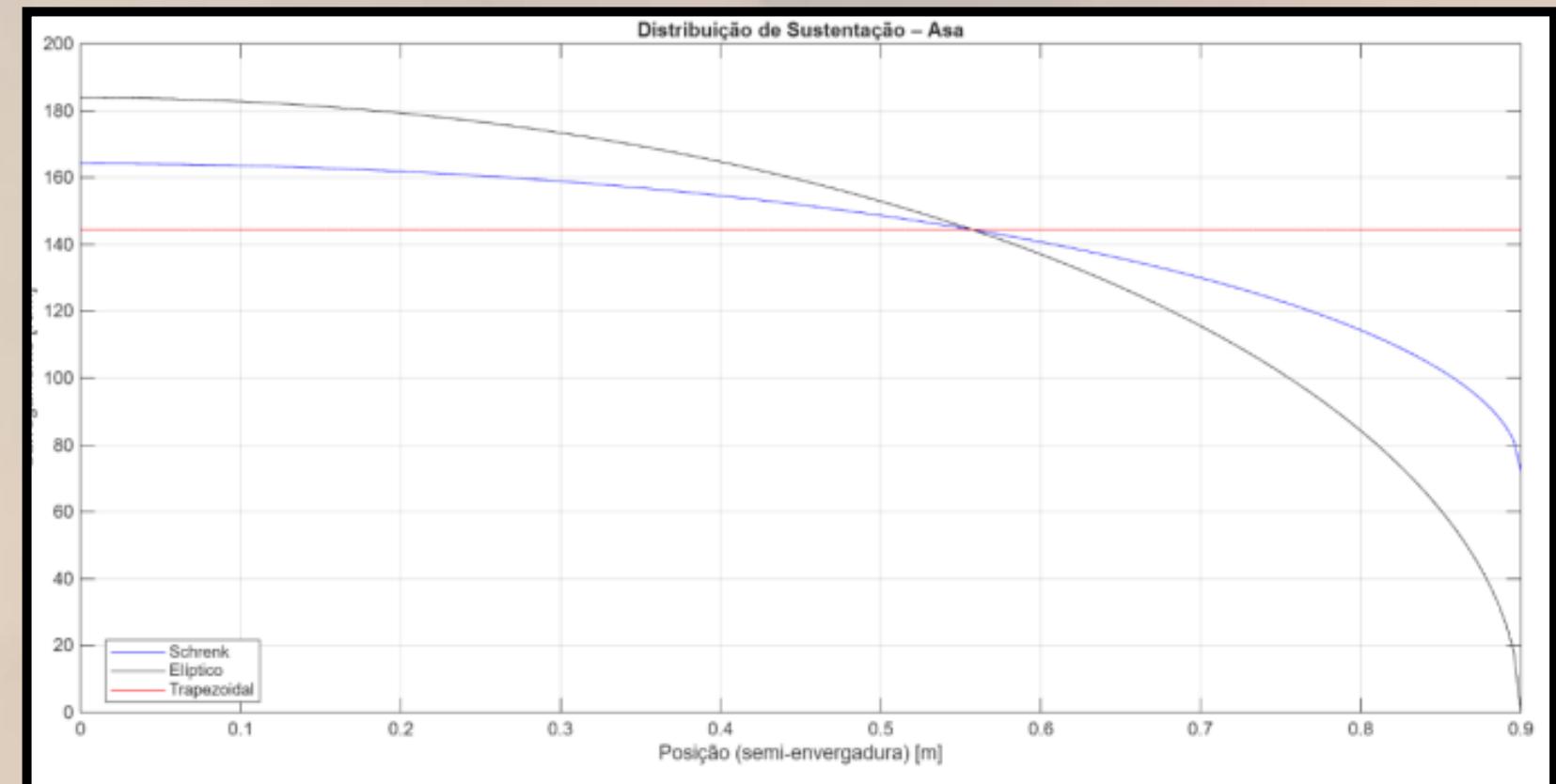
# Dimensionamento Conceitual da Longarina

- Para cálculos analíticos da longarina, foi usado como referência uma barra engastada de 16mm de diâmetro e 750 mm de comprimento (estoque da equipe );
- Aplicação de momento fletor sobre a barra com esforços oriundos do subsistema de Cargas e Aerelasticidade;
- Definição dos pontos de apoio da barra engastada, simulando as regiões de fixação na fuselagem da aeronave;
- Resultados foram comparados aos dados iniciais ( Anteprojeto ) e assim validados para seguir a próxima etapa.



# Cálculo das Tensões e Deformações

- Uso do método de Schrenk para distribuir sustentação ao longo da asa;
- Aplicação da fórmula da tensão normal ( $\sigma = (M \cdot y) / I$ );
- Tensão obtida na raiz abaixo da resistência do material (377 MPa);
- Validação com a Lei de Hooke: comportamento elástico ( $\sigma = E \cdot \epsilon$ )
- A asa se manteve dentro dos limites admissíveis se enquadrando em uma estrutura rígida e com junções seguras.



Distribuição de carga ao longo de uma semi-asa - Usando Método de Schrenk.



# Etapa Preliminar



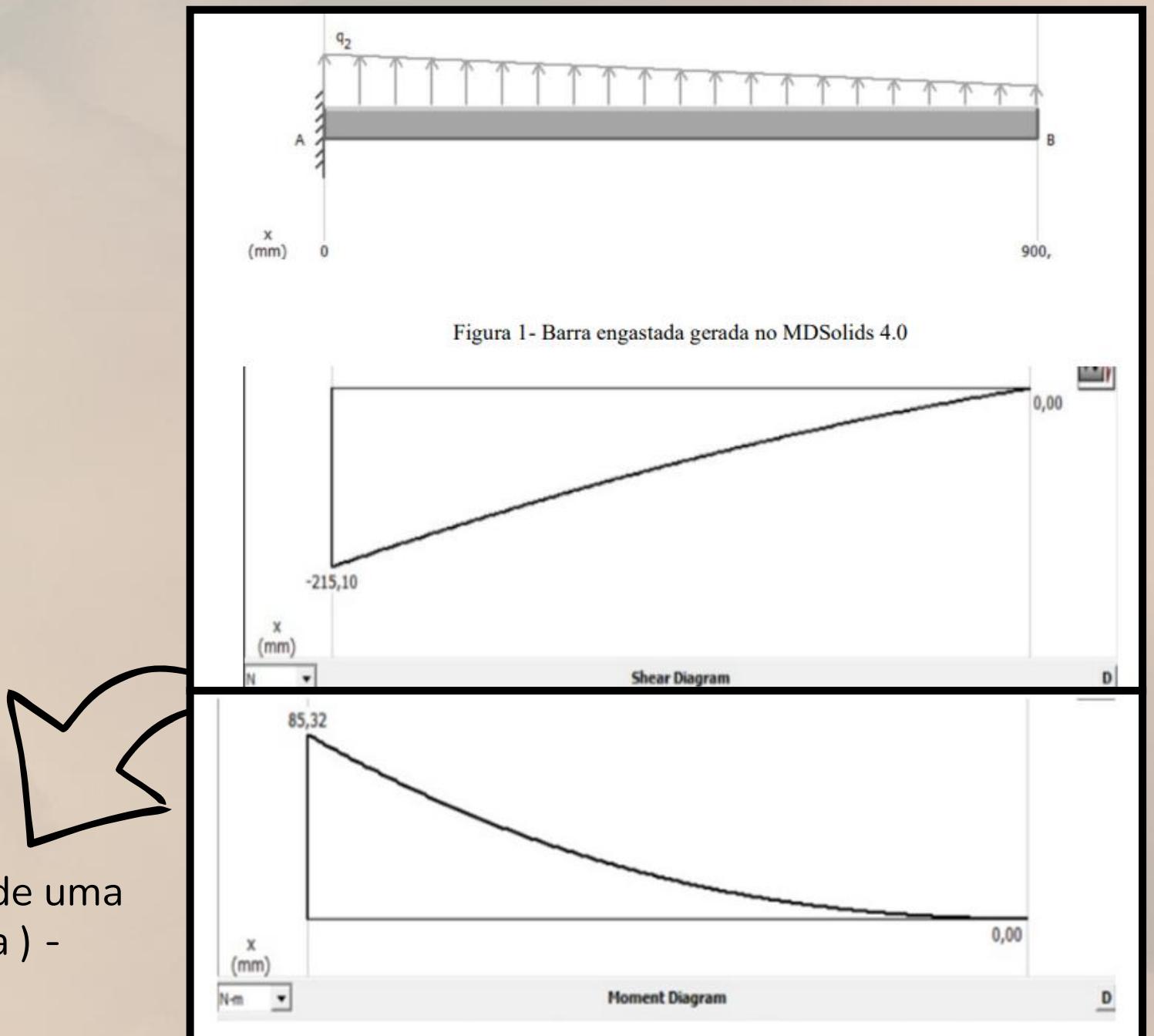
Obtenção dos diagramas de esforço cortante  $Q(x)$  e momento fletor  $M(x)$ .



Comportamento típico de viga em balanço: maior momento na raiz.



Estrutura preliminar apresentou fator de segurança maior que 3.



Diagramas de esforço cortante e momento fletor de uma barra engastada (simulando a longarina da asa) - Gerados no software MDSolids.



# Etapa Detalhada — Simulação



Simulação com elementos finitos no software Ansys.;



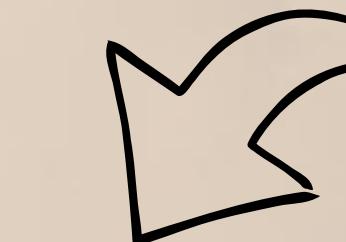
Analisado o engastamento na raiz e pressão distribuída na superfície



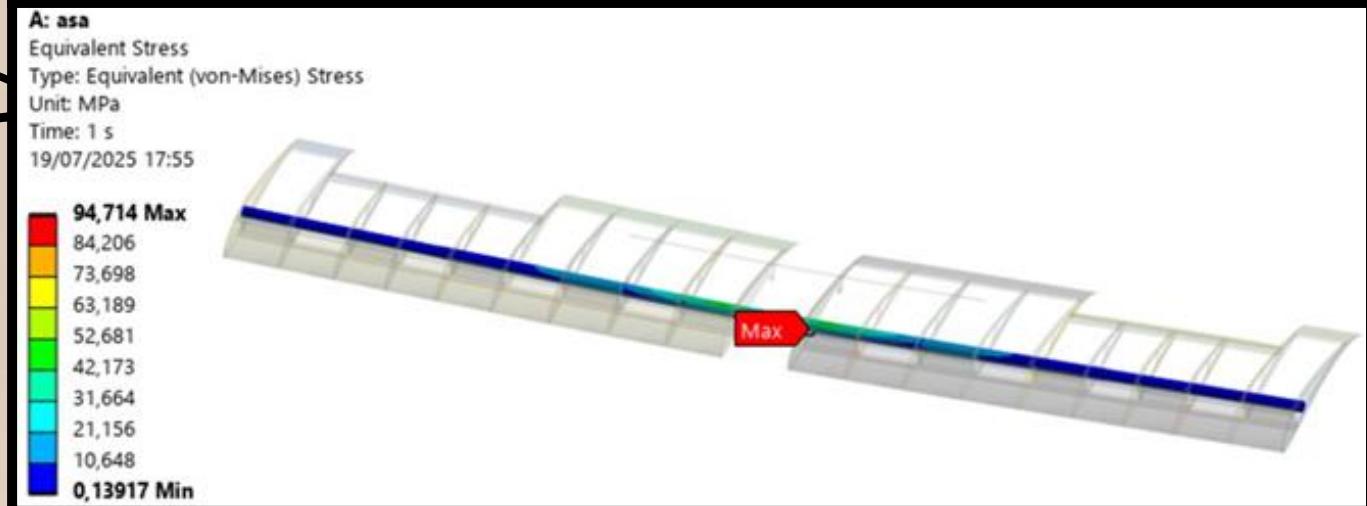
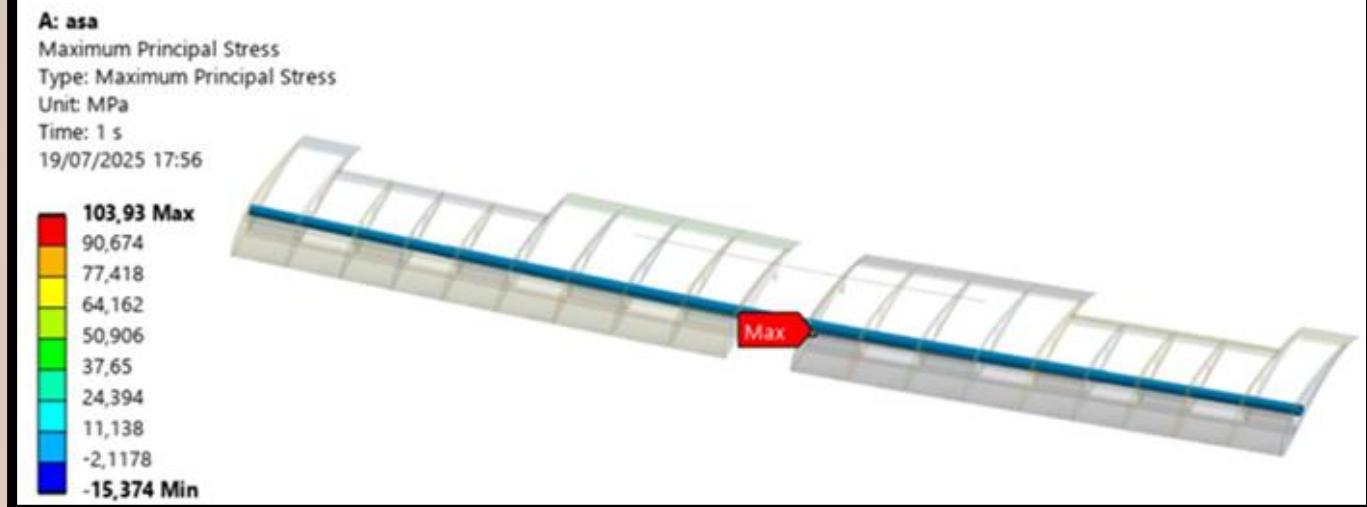
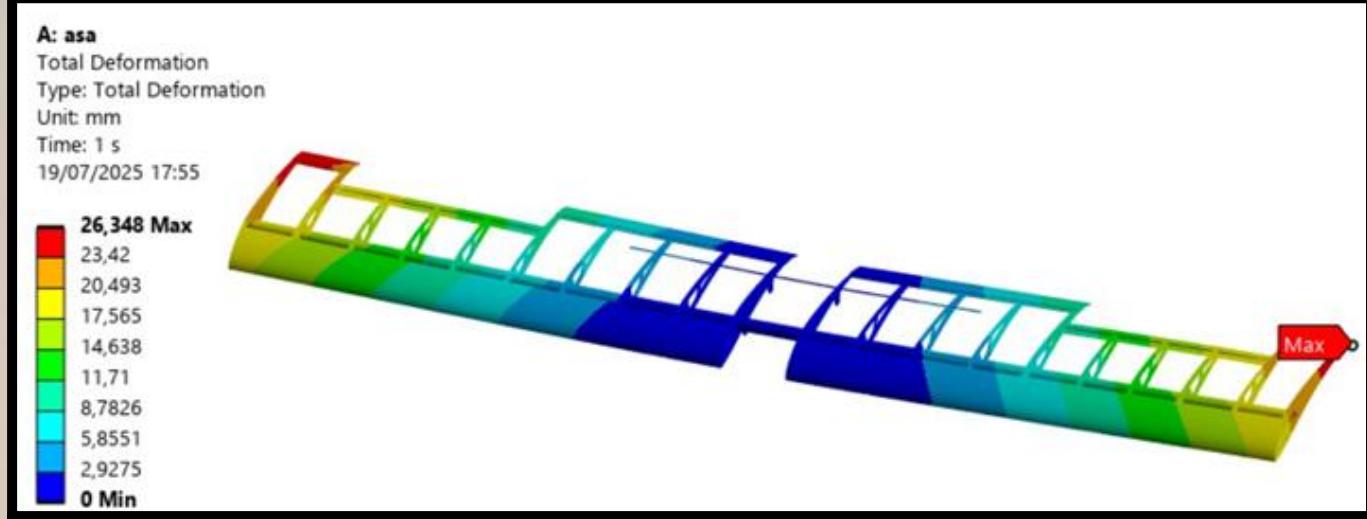
Tensão de Von Mises: 94,7 MPa, abaixo do limite do material\* ( carbono da vara de pesca da longarina );



Fator de segurança  $\approx 3,9$ , atendeu os requisitos ( estar acima de 1 para ser considerado seguro ).



Simulações feitas no cenário de carga crítica.





# Ensaio Estrutural da Asa

- Ensaio físico replicou a distribuição de cargas obtida pelo método de Schrenk.
- Aplicação de cargas em intervalos de 100 mm.
- Medição de deslocamentos ao longo do intradorsos.
- Maior deslocamento experimental: 93 mm, sem ocorrência de falhas.
- Rigidez média  $\approx 1,31$  N/mm.

Ensaios Estruturais para validar os requisitos do Anteprojeto.

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

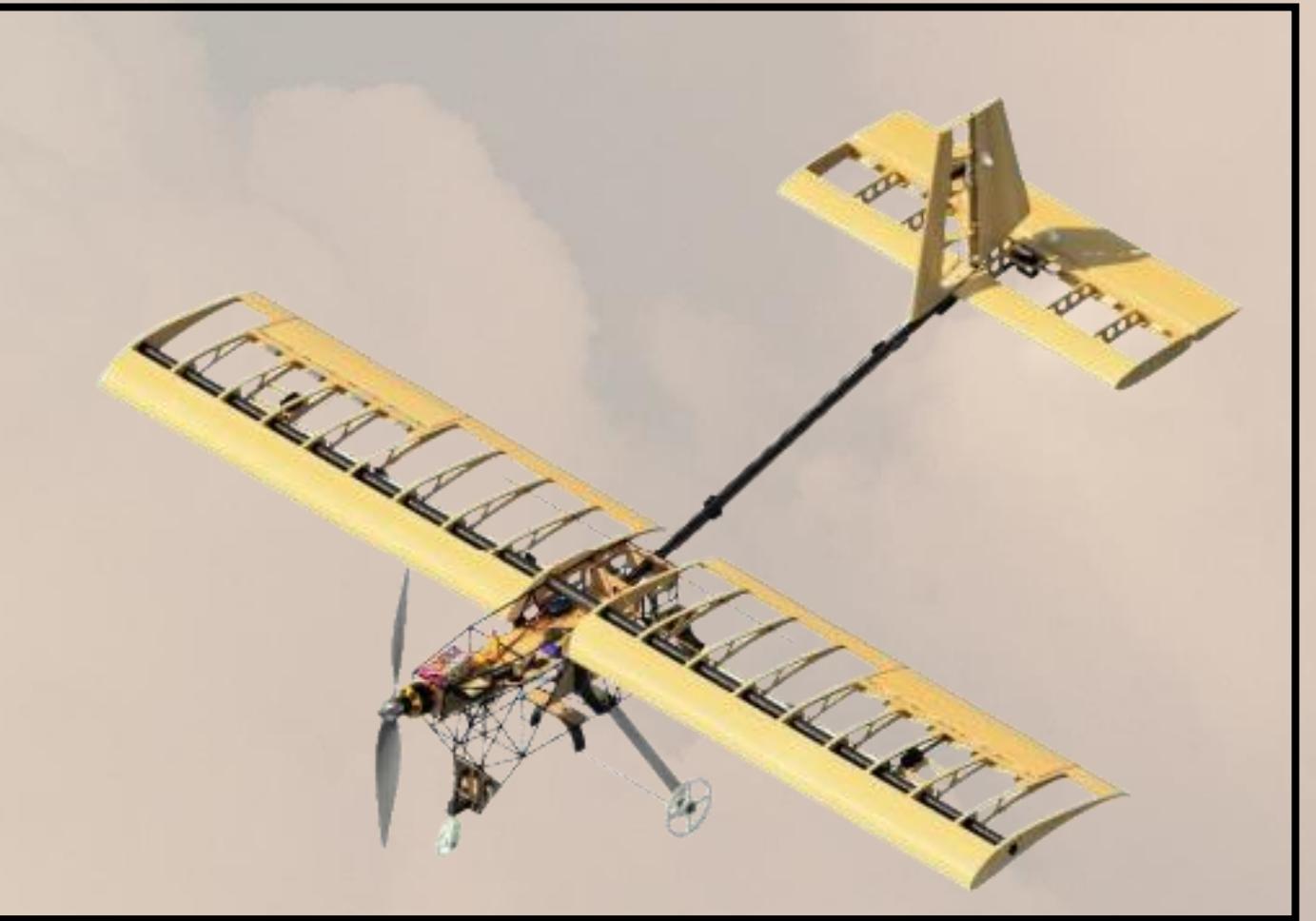
Tabela de Rigidez: Carga vs Descolamento





# Discussão e Integração dos Resultados

- Cálculo, simulação e ensaio apresentaram valores coerentes entre si;
- Diferenças naturais foram atribuídas a imperfeições de montagem e simplificações numérica;
- A longarina híbrida mostrou excelente equilíbrio entre peso e rigidez;
- Estrutura comprovou-se segura para voo, com alto fator de segurança;
- O modelo de Raymer e Roskan se mostrou eficiente para organização do projeto.



Estrutura Rígida e segura!

**Obrigado Pela Atenção**

