

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

Gustavo Manzano Lopes
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 simulação;

 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 ≤ 12 m/s: garante estabilidade em pouso e decolagem (OUTPUT para Estabilidade e Desempenho);



Velocidade de mergulho ≥ 29 m/s: assegura resistência a manobras agressivas e rajadas (OUTPUT Desempenho);



Deformação máxima ≤ 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;



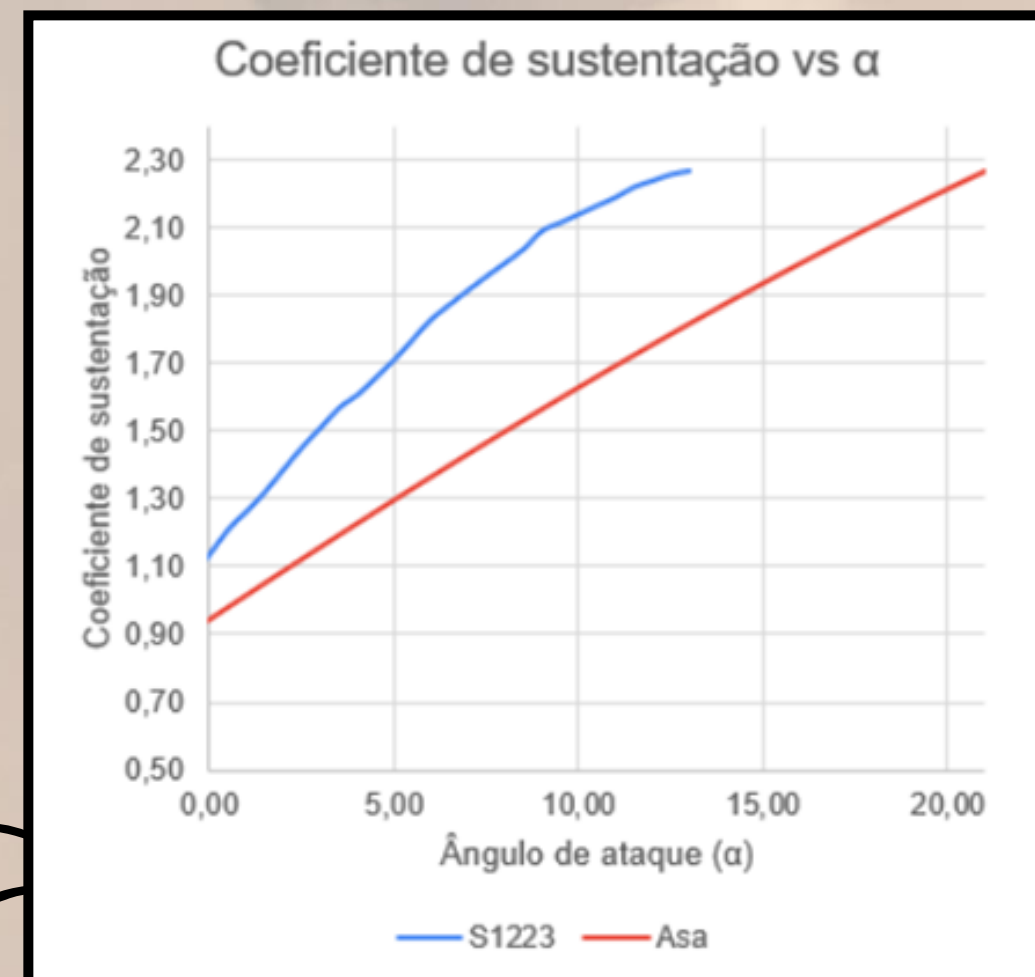
Definição da longarina híbrida: Vara de pesca telescopia (Compósito de carbono e fibra de vidro);



Definição de madeira balsa para geometria de nervuras, aileron e chapeados de ataque e de fuga;



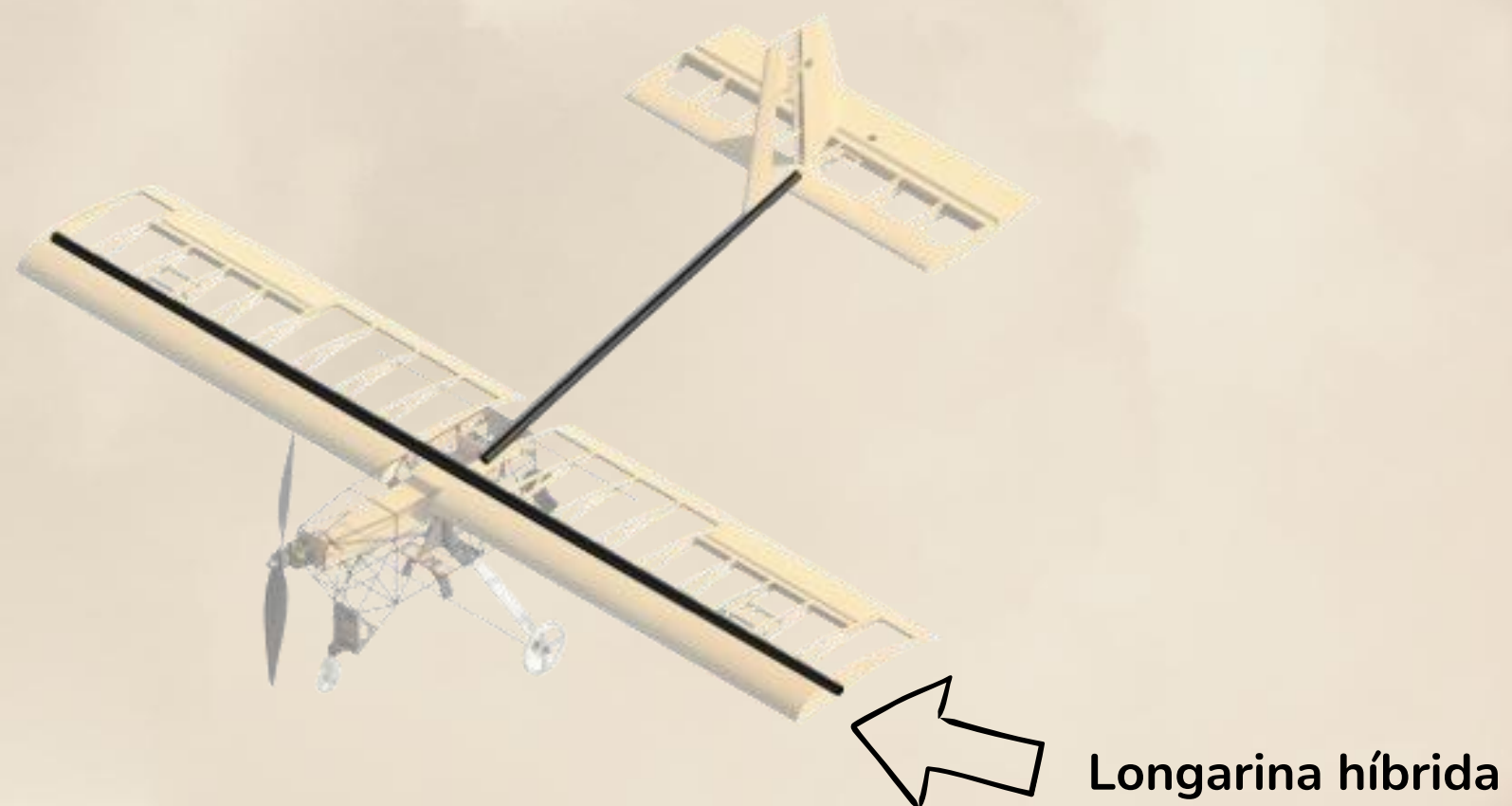
Materiais escolhidos para maximizar rigidez e minimizar peso. (reduzir Peso Vazio da aeronave \rightarrow alcançando MAIOR eficiência estrutural).



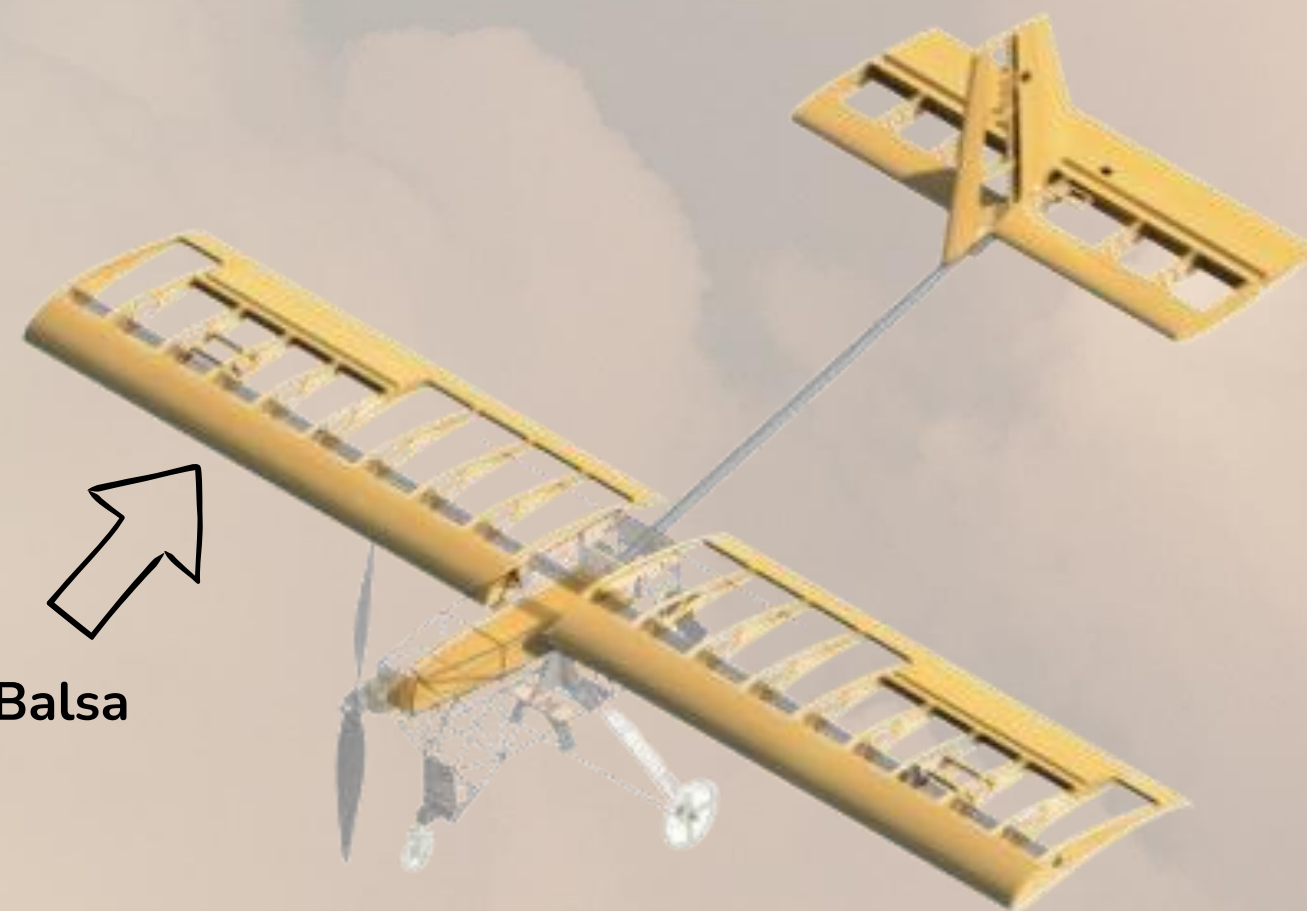
Curva de sustentação $CL \times \alpha$ do perfil aerodinâmico S1223.



Etapa Conceitual - Materiais



Madeira tipo Balsa





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 Aerolasticidade;



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 ($\sigma = (M \cdot y) / I$);



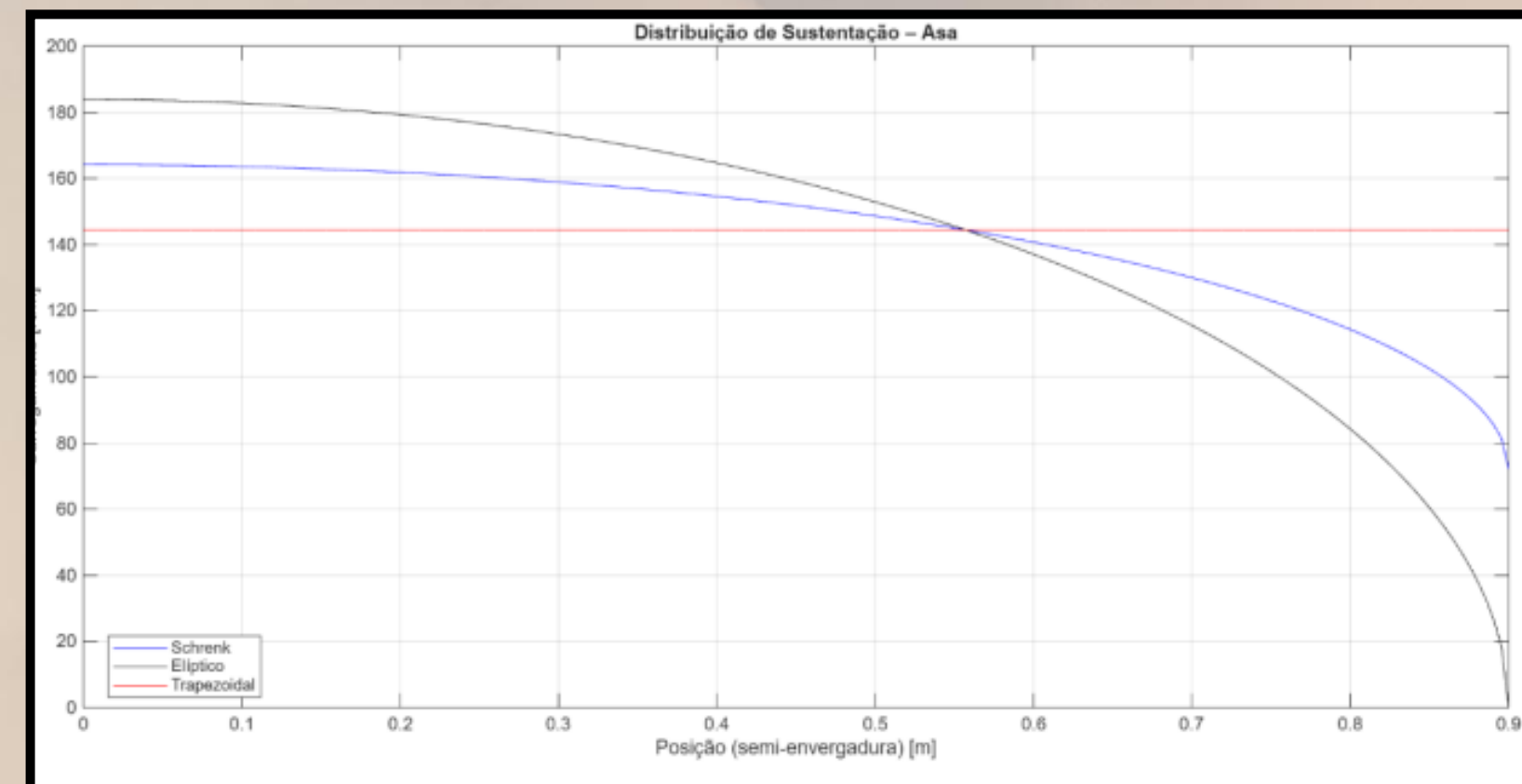
Tensão obtida na raiz abaixo da resistência do material (377 MPa);



Validação com a Lei de Hooke: comportamento elástico ($\sigma = E \cdot \varepsilon$)



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 $M(x)$.

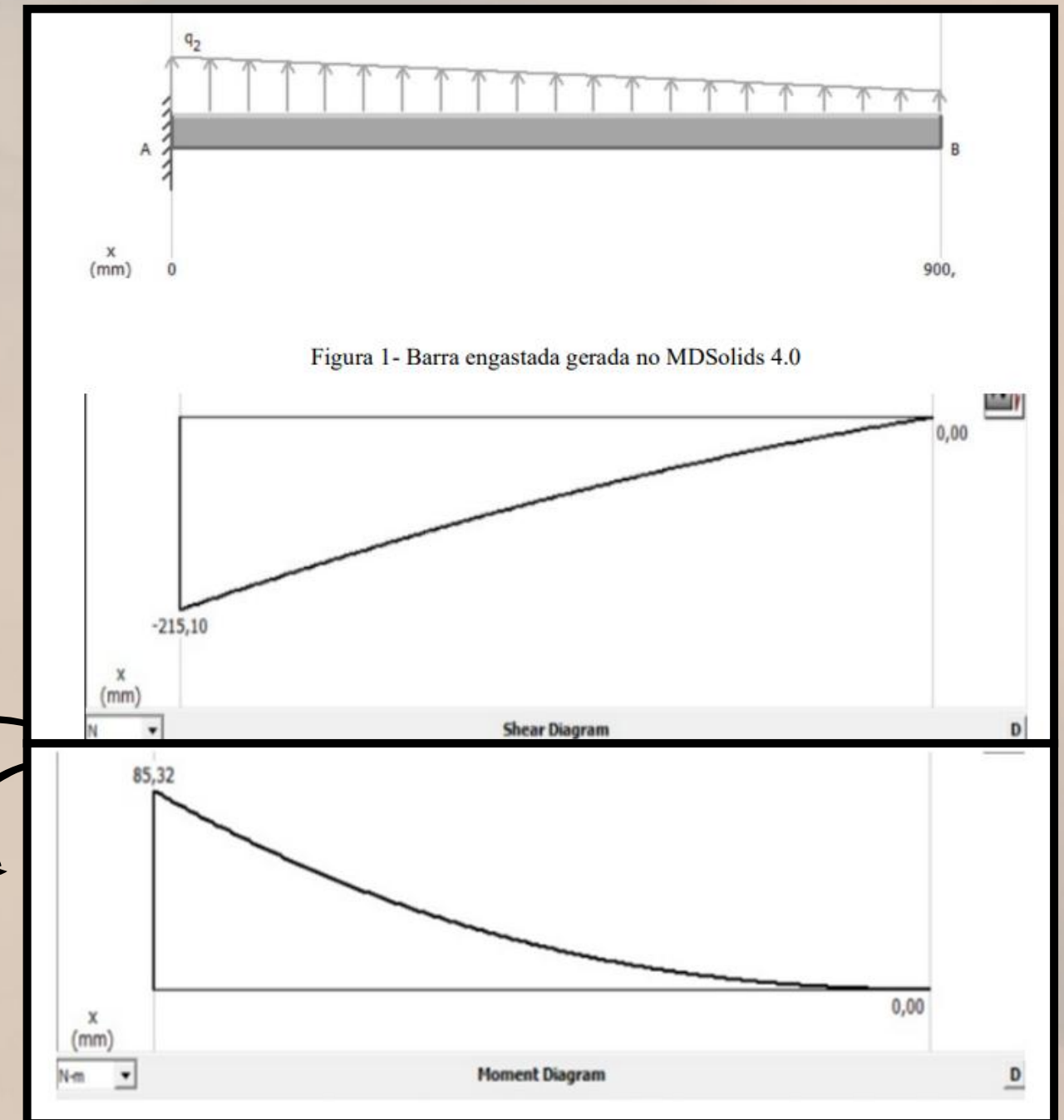


Comportamento típico de viga em balanço: maior momento na raiz.



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;



Analísado o engastamento na raiz e pressão distribuída na superfície

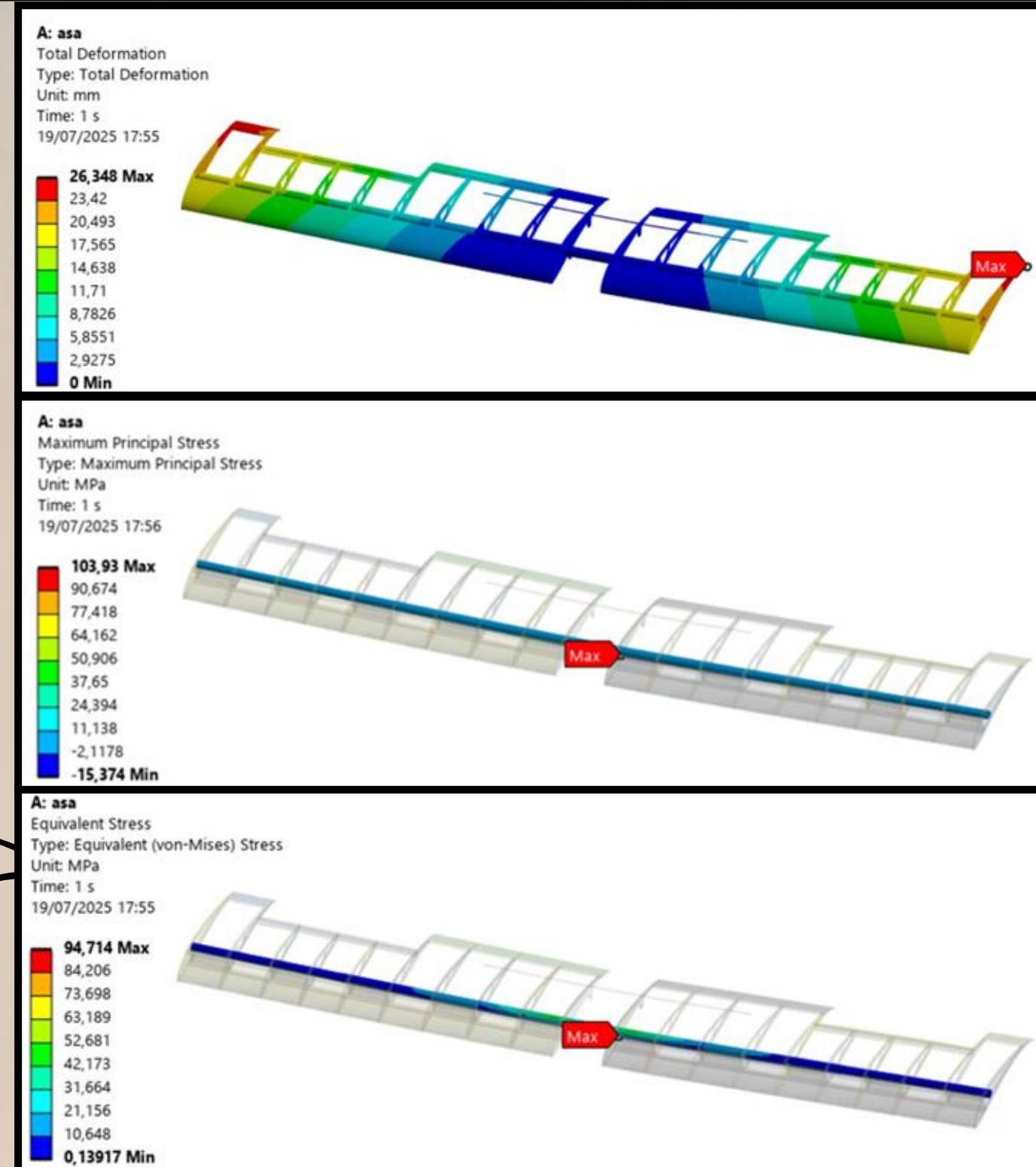


Tensão de Von Mises: 94,7 MPa, abaixo do limite do material* (carbono da vara de pesca da longarina);




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 intradorso.

 Maior deslocamento experimental: 93 mm, sem ocorrência de falhas.

 Rigidez média $\approx 1,31$ N/mm.

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



Ensaios Estruturais para validar os requisitos do Anteprojeto.



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;



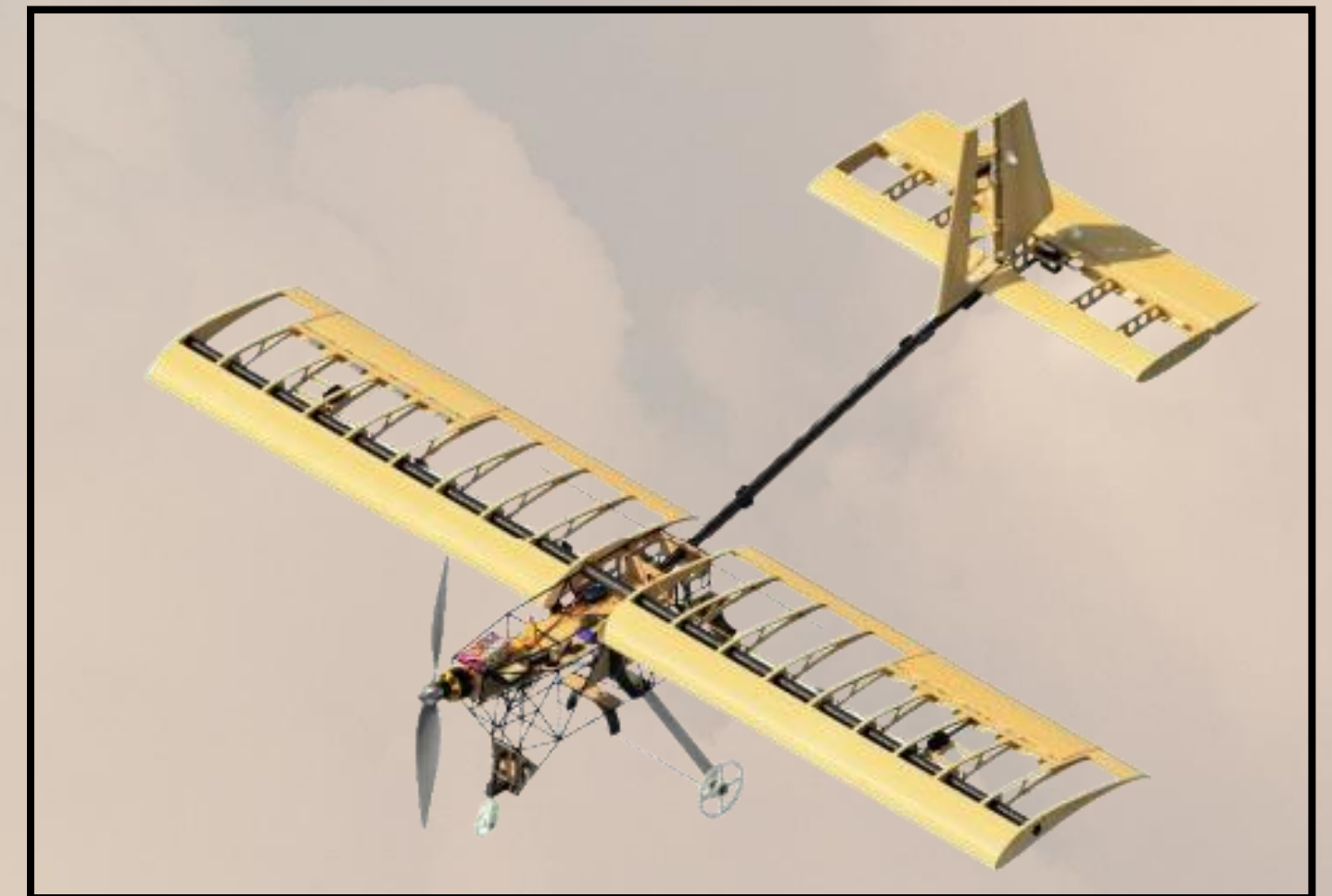
A longarina híbrida mostrou excelente equilíbrio entre peso e rigidez;



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

