

Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

**Análise estrutural para dimensionamento da
seção transversal da longarina de asa de
aeronave leve**

Autor: João Victor de Oliveira Rocha
Orientador: Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro

Brasília, DF
2024



João Victor de Oliveira Rocha

Análise estrutural para dimensionamento da seção transversal da longarina de asa de aeronave leve

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro

Brasília, DF

2024

João Victor de Oliveira Rocha

Análise estrutural para dimensionamento da seção transversal da longarina de asa de aeronave leve/ João Victor de Oliveira Rocha. – Brasília, DF, 2024-
123 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2024.

1. análise estrutural. 2. longarina. I. Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise estrutural para dimensionamento da seção transversal da longarina de asa de aeronave leve

CDU 02:141:005.6

João Victor de Oliveira Rocha

Análise estrutural para dimensionamento da seção transversal da longarina de asa de aeronave leve

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 20 de agosto de 2024:

**Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva
Carneiro**
Orientador

**Profa. Dra. Polliana Cândida Oliveira
Martins**
Convidado 1

**Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias
Barcelos Júnior**
Convidado 2

Brasília, DF
2024

Dedico este trabalho a você, minha irmã, cuja presença e amor deixaram uma marca indelével em minha vida. Embora sua partida tenha deixado um vazio imensurável, sua influência continua iluminando meu caminho todos os dias. Cada passo que dou em direção a meus objetivos é moldado pela sua memória. Você sempre foi minha fonte de força nos momentos mais desafiadores. Embora não esteja fisicamente presente para presenciar este marco, sei que você esteve comigo de alguma forma, guiando-me e incentivando-me a alcançar novos horizontes. Te amo.

Agradecimentos

Inicialmente, agradeço a Deus, sem ele nada seria possível em minha vida. Agradeço por ter me propiciado saúde e superação para vencer as adversidades.

Agradeço aos meus pais, Maria Clara e Delvaldo, que abdicaram de suas vidas pela minha. O pouco que tinham, era integralmente cedido para seus filhos. Serei eternamente grato pelo suor e pelas renúncias que fizeram por mim.

Agradeço também a minha irmã Ludmilla (in memoriam) por ser inspiração para mim e por toda força que me proporcionou.

Agradeço também a minha namorada Karine que nunca deixou de acreditar em mim, sempre me apoiando desde o começo dessa jornada.

Agradeço a todos que me apoiaram durante a graduação, seja proporcionando momentos de alegria, seja me dando suporte durante os desafios que enfrentei.

Agradeço a todos os professores que de alguma forma eu pude aprender durante esse período. Finalmente, agradeço à Universidade de Brasília pelo ensejo de realizar esta graduação.

"O que vocês pedirem em meu nome, eu o farei, para que o Pai seja glorificado no Filho.

Se vocês pedirem qualquer coisa em meu nome, eu o farei".

João 14, 13-14

Resumo

O presente trabalho aborda a análise estrutural de longarina de asa, focando na adequação da resistência estrutural para suportar cargas aerodinâmicas e inerciais. O objetivo foi avaliar diferentes seções transversais de longarinas, considerando critérios de segurança e normas técnicas. Utilizou-se uma abordagem combinada de cálculos analíticos e métodos de elementos finitos, com o auxílio dos softwares XFLR5, CATIA, Matlab e Workbench Ansys, para realizar análises detalhadas dos protótipos. Foi investigado os tipos e métodos de carregamento que podem ser aplicados, incluindo esforços cortantes, momentos fletores e momentos de torção para obtenção das tensões máximas sofridas pela longarina. Os resultados mostraram que, embora as seções transversais I e C apresentassem resistência adequada a tensões normais, elas sofreram rupturas sob um elevado torsor, enquanto a seção retangular, apresentou melhor desempenho em termos de resistência. A análise também revelou que a seção fechada retangular suportou momentos de torção mais elevados comparada à seção aberta. Por fim, o estudo destacou a importância da consideração dos carregamentos aerodinâmicos e de inércia, e a necessidade de uma análise abrangente das condições críticas de voo. A análise por elementos finitos proporcionou uma visão detalhada das interações entre nervuras e longarina, permitindo uma avaliação mais completa em comparação com os cálculos analíticos.

Palavras-chaves: análise estrutural, longarina, seção aberta, seção fechada, viga paredes finas, elementos finitos.

Abstract

This work addresses the structural analysis of wing spars, focusing on the adequacy of structural strength to support aerodynamic and inertial loads. The objective was to evaluate different cross-sectional shapes of spars, considering safety criteria and technical standards. A combined approach of analytical calculations and finite element methods was used, with the aid of software XFLR5, CATIA, Matlab, and Workbench Ansys, to conduct detailed analyses of the prototypes. The study investigated the types and methods of loading that can be applied, including shear forces, bending moments, and torsional moments, to determine the maximum stresses experienced by the spar. The results showed that, while the I and C cross-sections had adequate resistance to normal stresses, they experienced rupture under high torsional loads, whereas the rectangular section demonstrated better performance in terms of strength. The analysis also revealed that the closed rectangular section withstood higher torsional moments compared to the open section. Finally, the study emphasized the importance of considering aerodynamic and inertial loads and the need for a comprehensive analysis of critical flight conditions. The finite element analysis provided a detailed view of the interactions between ribs and the spar, allowing for a more complete assessment compared to analytical calculations.

Key-words: structural analysis, spar, box, open section, closed section. beam thin walls, finite elements.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Aeronaves de fabricação no Brasil (BRASILEIRA, 2023)	19
Figura 2 – Aeronave leve esportiva: principais alterações (ANAC, 2022a)	24
Figura 3 – Aeronave <i>Van's Aircraft</i> RV-10 (AIRCRAFT, 2021)	26
Figura 4 – Modelos de aviões monomotores a pistão novos (2012/2013) de 3 a 5 assentos mais registrados em 2013 (ANAC, 2014)	27
Figura 5 – Perfil NACA 23013.5. Adaptado de (TOOLS, 2023)	27
Figura 6 – Coeficientes de sustentação pelo alpha do NACA 2012 em amarelo, e NACA 2015 em verde (TOOLS, 2023)	28
Figura 7 – Coeficientes de arrasto pelo alpha do NACA 2012 em amarelo, e NACA 2015 em verde (TOOLS, 2023)	28
Figura 8 – Fluxo de ar real passando pelo aerofólio demonstrando as velocidades do ar ao longo da superfície da asa (GUDMUNDSSON, 2013)	30
Figura 9 – Esquemático de um projeto estrutural destacando a componente do relatório de cargas (TITA, 2021)	34
Figura 10 – Distribuição da pressão dinâmica durante manobras em voo não nive- lado. Adaptado de (NIU, 1997)	35
Figura 11 – Distribuição de carga de inércia e aerodinâmica em uma asa mostrando alívio de inércia. Adaptado de (WRIGHT; COOPER, 2007)	36
Figura 12 – Distribuição de pressão típica para um aerofólio com um pequeno ân- gulo de incidência (WRIGHT; COOPER, 2007)	36
Figura 13 – Componentes de sustentação (L) e arrasto (D) definidas pelas forças N e A. Adaptado de (NIU, 1997)	37
Figura 14 – Esboço de um envelope de manobra (WRIGHT; COOPER, 2007)	38
Figura 15 – Exemplo de um envelope de manobra. Adaptado de (MEGSON, 2013)	39
Figura 16 – Envelope de voo completo, com especificações do programa de cargas FAR23. Adaptado de (FAA, 1997)	40
Figura 17 – Condições críticas de voo determinadas pelo envelope de manobra. Adaptado de: (WRIGHT; COOPER, 2007)	40
Figura 18 – Orientação do perfil aerodinâmico nas condições críticas de voo. Adap- tado de (NIU, 1997)	40
Figura 19 – Condições de críticas de voo que produzem máximas condições de com- pressão e tração. Adaptado de: (TITA, 2021)	41
Figura 20 – Envelope de manobra para o RV-10. Adaptado de: (WRIGHT; COO- PER, 2007)	43
Figura 21 – Relação entre a asa real, a asa elíptica e a asa de Stender (ISCOLD, 2006)	45

Figura 22 – Variação da corda aerodinâmica de Stender ao longo da envergadura	45
Figura 23 – Distribuição da sustentação pelo método de Schrenk (RODRIGUES, 2011)	47
Figura 24 – Centro de pressão para um aerofólio	50
Figura 25 – Maneiras equivalentes de especificar o sistema de força e momento em um aerofólio (ANDERSON, 2017)	50
Figura 26 – Vigas de seções simétricas	51
Figura 27 – Viga simétrica submetida a um momento de flexão	52
Figura 28 – Carga de cisalhamento de uma viga de seção aberta. (MEGSON, 2016)	53
Figura 29 – Cisalhamento de vigas de seção fechada. (MEGSON, 2016)	55
Figura 30 – (a) Determinação de $q_{s,0}$ e (b) Carga equivalente em uma viga de seção “aberta” (MEGSON, 2016)	56
Figura 31 – Distribuição de tensões em um perfil de seção I. (MEGSON, 2016)	58
Figura 32 – Torção de uma viga de seção fechada. (MEGSON, 2016)	58
Figura 33 – (a) Tensões cisalhantes no trecho de um tubo de paredes finas sob torção pura; (b) diagrama de corpo livre de um elemento da parede. (UGURAL, 2009)	59
Figura 34 – Determinação da distribuição do fluxo de cisalhamento em uma viga de seção fechada submetida à torção. (MEGSON, 2016)	59
Figura 35 – (a) Linhas de cisalhamento em uma viga de seção aberta de paredes finas sujeita a torção; (b) Aproximação das Linhas de Cisalhamento Elementar às de uma Faixa Retangular Fina	60
Figura 36 – Longarina em destaque na representação do CAD confeccionado no CATIA	63
Figura 37 – Representação do CAD confeccionado no CATIA	63
Figura 38 – Seções transversais da longarina proposta para análise	64
Figura 39 – Variações das tensões de cisalhamento St Venant (HUGHES, 2011)	66
Figura 40 – Fluxograma para os cálculos estruturais analíticos	67
Figura 41 – Tipos de elementos que são geralmente utilizados para geração de malha computacional (BUDYNAS, 2011)	71
Figura 42 – Gráfico comparativo das distribuições de Schrenk, retangular e eliptica ao longo da envergadura	72
Figura 43 – Distribuição de Schrenk ao longo da envergadura	73
Figura 44 – Distribuição das cargas de Schrenk ao longo da envergadura	73
Figura 45 – Distribuição das cargas de inercia ao longo da envergadura	74
Figura 46 – Carregamento total ao longo da envergadura	75
Figura 47 – Cortante total ao longo da envergadura	75
Figura 48 – Momento fletor total ao longo da envergadura	76

Figura 49 – Relevância da torção de St Venant e do empenamento para diferentes tipos de seção. Adaptado de (HUGHES, 2011)	79
Figura 50 – Criação dos pontos e do “path” para análise no Ansys Workbench	81
Figura 51 – Gráfico do cortante, momento de flexão e deslocamento obtidos pelo <i>BEAM</i> Ansys Workbench	81
Figura 52 – Tensão equivalente de Von Mises para seção “I” por <i>BEAM</i> Ansys Workbench	82
Figura 53 – Tensão equivalente de Von Mises para seção “C” por <i>BEAM</i> Ansys Workbench	82
Figura 54 – Tensão equivalente de Von Mises para seção retangular por <i>BEAM</i> Ansys Workbench	82
Figura 55 – Tensão equivalente de Von Mises para seção retangular aprimorada por <i>BEAM</i> Ansys Workbench	83
Figura 56 – Tensão equivalente de Von Mises para seção retangular aprimorada por <i>BEAM</i> Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m	84
Figura 57 – Vista frontal da estrutura contendo a longarina de seção I em conjunto com as nervuras	85
Figura 58 – Aplicação do material Al 2024-T3 no conjunto da longarina e com as nervuras	86
Figura 59 – Aplicação da malha computacional na estrutura	86
Figura 60 – Visão aproximada da aplicação da malha computacional	86
Figura 61 – Visão da malha computacional na área do engaste da longarina	87
Figura 62 – Aplicação da fixação da longarina simulando fixação na fuselagem do avião	87
Figura 63 – Aplicação de todas as forças e momentos presentes ao longo da longarina de seção I	87
Figura 64 – Resultado por elemento sólido no Ansys Workbench para Seção Retangular	88
Figura 65 – Resultado por elemento sólido no Ansys Workbench para Seção I	88
Figura 66 – Resultado por elemento sólido no Ansys Workbench para Seção C	88
Figura 67 – Deslocamento total da longarina em elemento sólido no Ansys Workbench para Seção Retangular	89
Figura 68 – Posição x_{cp} pelo Alpha para o NACA 23013.5	112
Figura 69 – Posição x_{cp} pelo C_m o NACA 23013.5	112
Figura 70 – Criação do material Al 2024-T3 no ambiente do Engineering Data	113
Figura 71 – Conexão de todos os componentes pelo tipo Bonded	113
Figura 72 – Visão frontal da estrutura da longarina de Seção Retangular em conjunto com as nervuras	114

Figura 73 – Visão frontal da estrutura da longarina de Seção C em conjunto com as nervuras	114
Figura 74 – Vista frontal da estrutura contendo a longarina de seção I com as nervuras	114
Figura 75 – Vista traseira da estrutura da longarina de seção I com as nervuras	115
Figura 76 – Vista do perfil aerodinâmico contendo a longarina de seção I	115
Figura 77 – Vista do desenho do perfil aerodinâmico contendo a longarina de seção I	115
Figura 78 – Vista do desenho do perfil aerodinâmico contendo a longarina de seção C	115
Figura 79 – Visão frontal do esquemático da estrutura	116
Figura 80 – Visão superior do esquemático da estrutura	116
Figura 81 – Tensão equivalente de Von Mises para seção “I” por <i>BEAM</i> Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m	117
Figura 82 – Tensão equivalente de Von Mises para seção “C” por <i>BEAM</i> Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m	117
Figura 83 – Tensão equivalente de Von Mises para seção retangular por <i>BEAM</i> Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m	118
Figura 84 – Tensão equivalente de Von Mises para seção retangular aprimorada por <i>BEAM</i> Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m	118
Figura 85 – Resultado por elemento sólido da longarina no Ansys Workbench para Seção Retangular	119
Figura 86 – Resultado por elemento sólido da longarina no Ansys Workbench para Seção I	119
Figura 87 – Resultado por elemento sólido da longarina no Ansys Workbench para Seção C	119

Lista de tabelas

Tabela 1 – Especificações do RV-10 disponibilizadas pela fabricante (AIRCRAFT, 2021)	27
Tabela 2 – Especificações do NACA de cinco dígitos	28
Tabela 3 – Limitações de velocidade <i>Van's Aircraft RV-10</i>	43
Tabela 4 – Fatores de Cargas para o <i>Van's Aircraft RV-10</i>	43
Tabela 5 – Especificações das 3 seções da longarina	64
Tabela 6 – Propriedades mecânicas da liga Al 2024-T3	65
Tabela 7 – Posição das nervuras onde serão inseridas as cargas concentradas obtidas na análise analítica	70
Tabela 8 – Cargas totais líquidas em cada nervura ao longo da envergadura	76
Tabela 9 – Esforço cortante máximo, e momento fletor máximo considerando a região do engaste	76
Tabela 10 – Tensão normal em torno do eixo neutro para as 3 seções propostas.	77
Tabela 11 – Tensão cisalhante para as 3 seções propostas	77
Tabela 12 – Tensão pelo momento torsor para as 3 seções propostas	77
Tabela 13 – Tensões máximas e mínimas para cada seção transversal	78
Tabela 14 – Tensões equivalentes de Von Mises, para cada seção transversal	78
Tabela 15 – Tensão pelo momento torsor para as 3 seções com $M'_{c/4} = -3153,43 \text{ N.m}$	78
Tabela 16 – Tensões equivalentes de Von Mises com ângulo de ataque de 0°	79
Tabela 17 – Especificações da seção retangular da longarina aprimorada	80
Tabela 18 – Tensões da seção retangular aprimorada	80
Tabela 19 – Comparativo do peso entre a Seções Retangular e a Retangular Aprimorada	80
Tabela 20 – Tensões equivalentes de Von Mises obtidos no Ansys Workbench	83
Tabela 21 – Comparativo das tensões de Von Mises entre as soluções analíticas e por <i>BEAM</i> Ansys Workbench	83
Tabela 22 – Tensão de Von Mises obtida por <i>BEAM</i> Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43 \text{ N.m}$	84
Tabela 23 – Comparativo das tensões de Von Mises entre as soluções analíticas e por <i>BEAM</i> Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43 \text{ N.m}$	84
Tabela 24 – Tensões de Von Mises para simulação sólida Ansys Workbench	89

Lista de abreviaturas e siglas

ALE	Aeronave Leve Esportiva
ALS	Seção de Limitações de Aeronavegabilidade
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ASTM	American Society for Testing and Materials
CFR	Code of Federal Regulations
EAS	Velocidade do ar equivalente
EASA	European Aviation Safety Agency
EUA	Estados Unidos da América
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
ICA	Instruções de Aeronavegabilidade Continuada
LOV	Limit of Validity
MED	Danos de múltiplos elementos
MEF	Método de elementos finitos
MSD	Danos em vários locais
MTOW	Peso máximo de decolagem
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
RBAC	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil
STOL	Short Take-off and Landing

Lista de símbolos

S_{asa}	Área da asa
A	Área delimitada pela linha média da parede da seção
S_{xy}	Carga de cisalhamento
Γ	Circulação
C_n	Coefficiente de sustentação
c	Corda aerodinâmica
c_p	Corda da ponta da asa
c_r	Corda da raiz da asa
c_s	Corda de asa de Stender
c_e	Corda de asa elíptica imaginária
c_g	Corda de asa real
ρ	Densidade
y	Distância do eixo neutro
$L(Y)_E$	Distribuição de sustentação para a asa elíptica
$L(Y)_T$	Distribuição de sustentação para a asa trapezoidal
b	Envergadura
V	Esforço cortante
t	Espessura da parede
n	Fator de carga
L	Força de sustentação
g	Gravidade
x_{cp}	Localização do centro de pressão em relação ao bordo de ataque
M	Momento de flexão

I	Momento de inércia
J	Momento polar de inércia
Q	Momento estático
W	Peso
q	Pressão aerodinâmica
λ	Relação de afilamento da asa
σ	Tensão normal em flexão
T	Torque
V_B	Velocidade de rajada
V_C	Velocidade de cruzeiro
V_A	Velocidade de manobra do projeto
V_D	Velocidade de mergulho
V_{EAS}	Velocidade equivalente

Sumário

1	INTRODUÇÃO	19
1.1	OBJETIVOS	21
1.1.1	OBJETIVO GERAL	21
1.1.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	21
1.2	ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO	21
2	ASPECTOS GERAIS	23
2.1	NORMATIZAÇÃO TÉCNICA	23
2.1.1	CRITÉRIOS DE PROJETO E REQUISITOS DE CERTIFICAÇÃO	23
2.1.2	ENQUADRAMENTO COMO AERONAVE LEVE ESPORTIVA EXPERIMENTAL	24
2.1.3	CRITÉRIOS DE DESIGN ESTRUTURAL	25
2.2	AERONAVE DE ESTUDO: VAN'S AIRCRAFT RV-10	26
2.2.1	SOBRE A AERONAVE	26
2.2.2	CARACTERÍSTICA DO PERFIL DE AEROFÓLIO: NACA 23013.5	27
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	29
3.1	TEORIA DA SUSTENTAÇÃO	29
3.1.1	TEORIA CLÁSSICA DE PRANDTL	29
3.1.2	TEOREMA DA CIRCULAÇÃO DE KUTTA-JOUKOWSKI	30
3.1.3	TEORIA DA LINHA SUSTENTADORA DE PRANDTL	31
3.2	DETERMINAÇÃO DAS CARGAS NA AERONAVE	33
3.2.1	ENVELOPE DE VOO	38
3.2.2	DETERMINAÇÃO FATORES DE CARGA	41
3.3	DETERMINAÇÃO DAS CARGAS DISTRIBUIDAS NA ASA	44
3.3.1	CARREGAMENTO AERODINÂMICO: MÉTODO DAS SOLUÇÕES APROXIMADAS	44
3.3.2	CARREGAMENTO AERODINÂMICO: MÉTODO DE STENDER	45
3.3.3	CARREGAMENTO AERODINÂMICO: MÉTODO DE APROXIMAÇÃO DE SCHRENK	46
3.3.4	CARREGAMENTO POR INÉRCIAS	48
3.3.5	CARGAS, ESFORÇOS CORTANTE E MOMENTOS DE FLEXÃO TOTAIS AO LONGO DA ENVERGADURA DA ASA	49
3.4	CENTRO DE PRESSÃO EM UM AEROFÓLIO	49
3.5	FLEXÃO DE VIGAS ABERTAS E FECHADAS DE PAREDES FINAS	51
3.6	CISALHAMENTO DE VIGAS	53

3.6.1	CISALHAMENTO DE VIGAS DE SEÇÃO ABERTA	53
3.6.2	CISALHAMENTO DE VIGAS DE SEÇÃO FECHADA	54
3.7	TORÇÃO DE VIGAS	58
3.7.1	TORÇÃO DE VIGAS DE SEÇÃO FECHADA	58
3.7.2	TORÇÃO DE VIGAS DE SEÇÃO ABERTA	60
4	METODOLOGIA	62
4.1	OBJETO DE ESTUDO: LONGARINA DA ASA	62
4.2	CÁLCULOS ESTRUTURAIS ANALÍTICOS	66
4.3	ANÁLISE NUMÉRICA	68
4.3.1	CONDIÇÕES DE CONTORNO	69
4.3.2	MALHA COMPUTACIONAL	70
5	RESULTADOS	72
5.1	CARREGAMENTO AERODINÂMICO PELO MÉTODO DE SCH- RENK	72
5.2	CARREGAMENTO POR INERCIA AO LONGO DA LONGARINA .	74
5.3	CARGAS TOTAIS AO LONGO DA LONGARINA	74
5.4	SOLUÇÃO POR ELEMENTO FINITOS	80
6	CONCLUSÃO	90
	REFERÊNCIAS	93
	APÊNDICES	96
	APÊNDICE A – SCRIPTS MATLAB	97
A.1	Cálculo dos carregamentos e geração dos gráficos	97
A.2	Cálculo da estimativa de valores de inércia na longarina	101
A.3	Cálculo das tensões máximas na longarina	104
A.4	Cálculo das tensões na longarina	108
A.5	Cálculo das tensões máximas e mínimas para cada seção da longarina	109
	APÊNDICE B – MOMENTO TORSOR	112
	APÊNDICE C – CRIAÇÃO DO MATERIAL AL 2024-T3 NO ANSYS E APLICAÇÃO CONEXÃO	113
	APÊNDICE D – CAD DA ESTRUTURA DA LONGARINA COM AS NERVURAS	114

APÊNDICE E – RESULTADOS “BEAM” E ELEMENTO SÓLIDO POR ANSYS WORKBENCH	117
ANEXOS	120
ANEXO A – EMENDA Nº 11 AO RBAC Nº 01	121
ANEXO B – PARÂMETROS OPERACIONAIS DA RBAC 23 . . .	122

1 INTRODUÇÃO

Ao longo de sua história, a indústria aeronáutica brasileira teve diversas ações no que tange à fabricação de aeronaves de pequeno porte com o grande apoio de empresas como: a Aeronáutica Paulista, a Fábrica do Galeão, a Nacional de Navegação Aérea e a Associação Aviação Neiva. Alguns modelos como o HL-1, o Paulistinha CAP-4, o Muniz M-7, o Aerotec Uirapuru, o Neiva Universal, a Carioca e o Minuano foram essenciais na evolução da área e foram fabricados por décadas no país. Porém, essa situação perdeu forças nos anos 2000 com as últimas unidades das linhas Piper/Neiva e Aeromot ([ANAC, 2020](#)).



Figura 1 – Aeronaves de fabricação no Brasil ([BRASILEIRA, 2023](#))

Como a fabricação brasileira deixou de suprir as demandas, empresas como a *Van's Aircraft* obteve espaço e oportunidade de apresentar um novo conceito de aeronave. Fabricantes de aeronaves experimentais, montadas a partir de kits de construção amadora, como a empresa citada, surgiram após a flexibilização das regulamentações pelo Departamento de Aviação Civil em meados da década de 1990 ([ANAC, 2020](#)).

Desde o ano de 2008, é recorrente a realização de ajustes regulamentares na indústria da aviação experimental, com o objetivo de aperfeiçoar a regularização do setor. Foi o caso da implantação da categoria leve esportiva. Na regulamentação incluía uma etapa associada às aeronaves não leves esportivas, porém ainda consideradas de pequeno porte, onde se esperava que essa indústria conseguisse migrar para a aviação de tipo certificado ([ANAC, 2020](#)).

Simultaneamente, em outros países, deu-se início a uma mobilização no sentido de buscar níveis de segurança associadas à redução nos custos de certificação. Essa mobilização detectou que a incorporação de sistemas de navegação mais tecnológicos na indústria aeronáutica reduziria o erro humano, que atualmente é o principal fator contribuinte nos acidentes. Todavia, a implementação em aeronaves mais simples e de pequeno porte é inviabilizada devido à complexidade dos requisitos. Desde 2016, a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) tem sido parte atuante dessa mobilização, liderada pela *Federal Aviation Administration (FAA)* e pela *European Aviation Safety Agency (EASA)* (ANAC, 2020).

Com os avanços tecnológicos e o crescimento da indústria aeronáutica, surge uma demanda contínua pelo desenvolvimento de técnicas e metodologias de análise estrutural que visem resultados cada vez mais precisos e um elevado nível de segurança. Conseqüentemente, a regulamentação e certificação das aeronaves tornam-se essenciais.

Dentre os vários aspectos que são normatizados, regulamentados e certificados, está a análise estrutural dos componentes estruturais da aeronave, como a longarina da asa, que é o objeto de estudo deste trabalho. Para esta componente, devem ser respeitados seus limites estruturais a fim de garantir seu funcionamento com um alto nível de segurança. A indústria deve atender aos critérios técnicos estabelecidos pelas agências e órgãos reguladores do setor da aviação, que impõem requisitos específicos para cada tipo de aeronave. Assim, a problemática deste trabalho é estudar e analisar a longarina da asa do RV-10 da *Van's Aircraft*, dada a importância desta componente na segurança de voo e no desempenho dessa aeronave.

Buscando analisar o limite estrutural, foram avaliadas as condições limite e adversas impostas à aeronave mencionada, assim como os valores máximos divulgados pela *Van's Aircraft*, tais como: velocidade máxima, peso máximo, fatores de carga máximos e o fator de segurança determinado pela normatização. Também foi considerada uma situação de voo que apresenta o maior fator de carga, visando obter os maiores carregamentos estruturais e o maior esforço na longarina.

No projeto estrutural de uma aeronave, os flanges e as almas das longarinas são regiões críticas para a falha. Devido à exposição da longarina a diferentes cargas, atuando como principal componente estrutural da asa, é fundamental considerar a importância desse elemento no projeto como um todo. Além disso, é essencial atentar para as características das seções transversais, dimensões e material, que devem ser definidas na análise. O formato da seção da longarina e a influência do peso são fatores relevantes em uma aeronave, destacando a necessidade de um projeto detalhado e cuidadoso.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 OBJETIVO GERAL

O objetivo principal deste estudo é realizar uma análise estrutural da longarina da asa de uma aeronave leve esportiva, utilizando os parâmetros e características específicos do *Van's Aircraft RV-10*. Isso envolve investigar os carregamentos aerodinâmicos, as forças inerciais atuantes, além de examinar os fatores de carga aplicados. O estudo visa analisar três diferentes tipos de seções de longarina, incluindo seções fechadas e abertas, para compreender o comportamento de cada uma diante dos esforços e carregamentos aplicados.

1.1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Neste trabalho fez-se necessária a determinação da situação crítica de voo por meio do envelope de voo e seu fator de carga associado. Tendo esse conhecimento, associado ao entendimento da situação crítica de voo escolhida, tornou-se possível traçar os seguintes objetivos específicos:

- Detalhar a aeronave, apresentando as normatizações técnicas a serem seguidas, e, assim, determinar a situação crítica de voo com base no envelope de voo e nos fatores de carga associados à aeronave.
- Investigar os tipos e métodos de carregamento que podem ser aplicados, incluindo esforços cortantes, momentos fletores e momentos de torção, em uma determinada situação de operação da aeronave.
- Calcular as tensões máximas e mínimas e realizar a análise de falha estrutural nas três seções simplificadas da longarina, validando essas seções com base nas propriedades mecânicas do material e nas normas aplicáveis.

1.2 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

Este trabalho está dividido em sete capítulos. Esse fracionamento visa propiciar uma ordem lógica, associar com coesão o conteúdo objeto de estudo para apresentar de forma coerente ao leitor. Dessa forma, o seccionamento é especificado a seguir:

O [Capítulo 1](#) é a introdução, que contextualiza e apresenta a classe da aeronave, bem como a importância do estudo da análise estrutural. Em seguida, são definidos os objetivos gerais e específicos a serem alcançados, além da organização do trabalho.

O [Capítulo 2](#) aborda aspectos gerais relevantes para a elaboração do trabalho, como a normatização técnica nacional e internacional, o enquadramento da aeronave, e os critérios de projeto e design. Além disso, este capítulo apresenta a aeronave *Van's Aircraft RV-10*, suas características do perfil aerodinâmico, e o objeto principal de estudo: a longarina

O [Capítulo 3](#) dedica-se à fundamentação teórica, apresentando os conceitos essenciais para a elaboração do trabalho, desde a revisão bibliográfica até o entendimento das cargas de sustentação atuantes na asa, fornecendo os fundamentos necessários para a compreensão e validação dos resultados. Além disso, são discutidas as diferentes estratégias no tratamento estrutural que uma estrutura pode adotar. Também, no capítulo 3, são abordadas as teorias e fundamentações do centro de pressão em um aerofólio, bem como a teoria da flexão de vigas abertas e fechadas de paredes finas, junto com as teorias de cisalhamento e torção para seções abertas e fechadas.

O [Capítulo 4](#) descreve a metodologia e a organização utilizadas para obter os resultados, apresentando a análise analítica e numérica realizada, bem como os parâmetros e condições de contorno aplicados. Ainda neste capítulo é detalhada a longarina, objeto de estudo e análise, apresentando suas características, dimensões, propriedades e outros detalhes relevantes. São discutidas as seções de perfis que serão analisadas, bem como o material utilizado.

O [Capítulo 5](#) são apresentados os resultados das análises analíticas e numéricas, incluindo os valores de tensão na longarina e a comparação entre eles, além da validação da seção para este estudo.

O [Capítulo 6](#) conclui o estudo, apresentando as principais conclusões e considerações finais derivadas do processo de pesquisa e análise desenvolvidos neste trabalho.

2 ASPECTOS GERAIS

No presente capítulo, são abordados os princípios fundamentais que norteiam o desenvolvimento e a certificação de aeronaves leves, com foco específico na normatização técnica e nos critérios de design estrutural. Inicialmente, é apresentado os critérios de projeto e requisitos de certificação, detalhando as exigências regulatórias que garantem a segurança e a conformidade das aeronaves com padrões internacionais. Em seguida, a seção discute o enquadramento da aeronave proposta para os parâmetros como leve esportiva experimental, enfatizando as particularidades deste segmento no que tange à legislação e às boas práticas de engenharia. Posteriormente, é apresentado os parâmetros, os dados e as características da aeronave *Van's Aircraft RV-10*, incluindo uma descrição geral da aeronave e uma avaliação específica das características aerodinâmicas do perfil de aerofólio NACA 23013.5, utilizado na RV-10.

2.1 NORMATIZAÇÃO TÉCNICA

2.1.1 CRITÉRIOS DE PROJETO E REQUISITOS DE CERTIFICAÇÃO

As agências e órgãos de certificação determinam os requisitos estruturais presentes nos diversos regulamentos, os quais são revisados periodicamente para melhorar e atualizar conforme a evolução da indústria aeronáutica.

O principal objetivo das agências, ao disponibilizarem os requisitos, é a regulamentação e padronização das ações, a fim de se obter o mínimo de segurança ao usuário. Por isso, a importância de os profissionais da indústria aeronáutica terem conhecimento de todos requisitos e normas impostas antes mesmo do projeto.

As principais agências e órgãos regulamentadores do setor da aviação, nacionalmente e internacionalmente, são:

- Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) - agência reguladora federal a qual tem a responsabilidade de supervisionar as atividades de aviação civil no Brasil, nos aspectos econômicos e de segurança técnica.
- *Federal Aviation Administration (FAA)* - órgão do Departamento de Transportes dos Estados Unidos, responsável pelos regulamentos e todos os aspectos da aviação civil nos Estados Unidos.
- *American Society for Testing and Materials (ASTM)* - órgão dos Estados Unidos de normalização, o qual desenvolve e publica normas técnicas para muitos materiais, produtos, sistemas e serviços.

- *European Aviation Safety Agency (EASA)* - órgão da União Europeia que visa promover os mais altos níveis de segurança e proteção ambiental na aviação civil da UE, também emitindo certificados para aeronaves e seus componentes.

No presente trabalho serão trabalhadas as normas do Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC) e da *Federal Aviation Regulations (FAR)*, principalmente, em relação ao RBAC 23, que especifica os requisitos de aeronavegabilidade, assim como alguns limites estruturais que devem ser respeitados.

2.1.2 ENQUADRAMENTO COMO AERONAVE LEVE ESPORTIVA EXPERIMENTAL

A Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) é a agência reguladora no Brasil. Como o objeto de estudo se trata de um avião monomotor experimental, o RV-10, o procedimento de enquadramento da aeronave como experimental no país depende do propósito que se pretende operar a aeronave. O procedimento está disponível no Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC) nº 21, item 21.191 (ANAC, 2021a).

A ANAC está reformulando as categorias de aeronaves utilizadas para desporto e lazer, intituladas anteriormente como ultraleves, e substituindo-as por uma nova concepção: a de aeronaves leves esportivas. O modelo não se enquadrava na definição de aeronave ultraleve do Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) 103^a, já que o modelo RV-10 possui 1.224 kg de peso máximo de decolagem e espaço para 4 pessoas, podendo atingir uma velocidade máxima de até 370,4 km/h (ANAC, 2012).

No entanto, no intuito de aprovar, nos termos da Emenda nº 11 ao RBAC nº 01, intitulado “Definições, regras de redação e unidades de medida para uso nos RBAC”, em 13 de julho de 2022 foi publicada uma resolução (ANAC, 2022b) que consiste nas alterações presentes no Anexo A deste trabalho. Complementando, as principais alterações podem ser visualizadas na figura 2 abaixo:

ANTES	COM A EXPANSÃO DA CATEGORIA
2 assentos	4 assentos
120kt CAS (Vh)	185kt CAS (Vh)
45kt CAS (Vs)	61kt CAS (Vs)
600 kg (PMD)	1361 kg (PMD)
Hélice de passo fixo ou ajustável no solo	Permitida hélice de passo variável

Figura 2 – Aeronave leve esportiva: principais alterações (ANAC, 2022a)

Com isso, o RV-10 foi inserido na classe leve esportiva, seguindo as orientações desta classe. De modo geral, os processos de enquadramento de uma aeronave como experimental ou leve esportiva consistem na solicitação formal para a construção ou teste de determinada aeronave, de acordo com os propósitos previstos nos requisitos constantes no RBAC 21. Após a conclusão deste processo, a aeronave deverá ser vistoriada pela ANAC ou por um profissional por ela credenciado (ANAC, 2021b).

Os pedidos de elegibilidade regulamentar são analisados de acordo com os regulamentos e requisitos da aviação brasileira e podem ou não ser aceitos. Dessa forma, os adquirentes de aeronaves ou ‘kits’ experimentais são orientados a ter contato prévio com as regulamentações ou com a própria ANAC. É importante verificar a situação do produto, assim como a viabilidade de sua regularização antes mesmo da aquisição, principalmente no caso de aeronave ou ‘kit’ que serão importados para o Brasil, evitando, assim, maiores prejuízos (ANAC, 2021a).

2.1.3 CRITÉRIOS DE DESIGN ESTRUTURAL

Aeronaves de categorias normais, utilitárias e acrobáticas com peso máximo de decolagem de 5700 kg, são regulamentados internacionalmente FAR 23 (US Federal Aviation Regulations) e no Brasil pelo RBHA 23 (Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica) (OLIVEIRA, 2010).

Quanto à regulamentação e concessão de certificados para aviões de categoria normal, a ANAC utiliza como referência o regulamento *Title 14 Code of Federal Regulations Part 23*, Emenda 23-64, em vigor desde 30 de agosto de 2017, da autoridade de aviação civil *Federal Aviation Administration (FAA)*, do *Department of Transportation* dos Estados Unidos da América. Esse regulamento é traduzido, adaptado conforme necessário e republicado no RBAC 23 (ANAC, 2019).

Como o objeto de estudo é a longarina da asa do RV-10, algumas alíneas relevantes da “SUBPARTE C ESTRUTURAS RBAC 23”, no Anexo B, são relevantes para o presente trabalho, pois mencionam os parâmetros técnicos e os conceitos relacionados ao projeto estrutural dessa classe de aeronave. O requerente da aeronave deve determinar o envelope de projeto estrutural, descrevendo a extensão, os limites de projeto do avião e os parâmetros operacionais demonstrando cumprimento com os requisitos da RBAC 23.

Com isso, deve-se considerar todo o projeto da aeronave e os parâmetros operacionais que afetem as resistências, as cargas estruturais, a durabilidade e a aeroelasticidade, conforme as determinações presentes nos Anexos A e B (ANAC, 2019).

2.2 AERONAVE DE ESTUDO: VAN'S AIRCRAFT RV-10

2.2.1 SOBRE A AERONAVE

Aeronave fabricada pela *Van's Aircraft* sob forma de 'kit', comumente importada e montada no Brasil pela Flyer Indústria Aeronáutica Ltda, montadora licenciada para realização da montagem. Por outro lado, nos Estados Unidos da América (EUA), a aeronave é habitualmente montada pelo próprio adquirente, como exposto em inúmeros fóruns na internet.



Figura 3 – Aeronave *Van's Aircraft* RV-10 (AIRCRAFT, 2021)

O RV-10 é uma aeronave monoplano de asa baixa, trem de pouso triciclo fixo com polainas e capacidade para quatro ocupantes com comando duplo. A aeronave é equipada com um motor convencional a explosão, impulsionado por uma hélice bipá de alumínio. Possui as componentes: capô do motor, carenagens das pontas das asas e empenagens, cobertura da cabine, polainas fabricadas em fibra de vidro, e o restante da sua estrutura em alumínio. O desempenho, manuseio e custo do RV-10 tornam a escolha vantajosa no campo limitado de aviões com 'kit' de quatro lugares. O RV-10 possui a versatilidade de pousar com segurança em espaços muito pequenos e a baixas velocidades, proporcionando aos ocupantes a melhor chance possível de escapar de ferimentos em caso de incidente, devido às suas velocidades de estol e pousos consideravelmente baixos.

Em 2013, foram registrados 92 aviões de modelo monomotores a pistão, de 3 a 5 assentos, apenas 32 deles eram de tipo certificado, ou seja, 60 consistiam em aeronaves experimentais, montadas por empresas nacionais, como é o caso do RV-10. O gráfico a seguir ilustra os 5 modelos de aviões mais registrados no Brasil. A quantidade de RV-10 é relevante, tendo 52 aeronaves, superior a metade das registradas no mesmo período (ANAC, 2014).

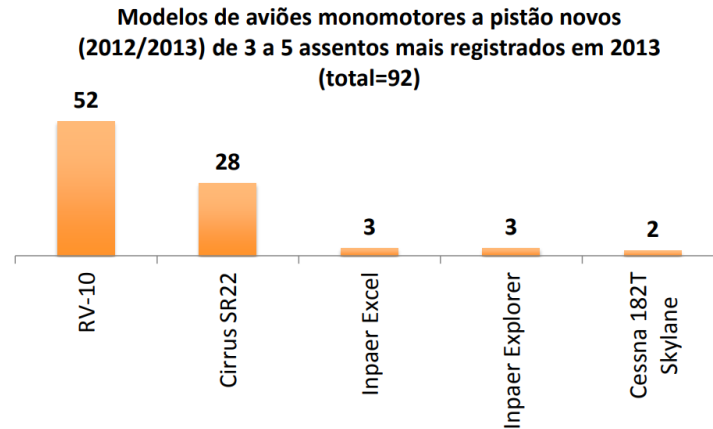


Figura 4 – Modelos de aviões monomotores a pistão novos (2012/2013) de 3 a 5 assentos mais registrados em 2013 (ANAC, 2014)

A grande parcela da aeronave de modelo experimental da *Van's Aircraft*, montada a partir de um conjunto para construção amadora, deve-se basicamente ao baixo preço da aeronave, que torna a aeronave muito mais atrativa do que modelos de tipo certificado como o Cirrus SR-22. Um RV-10 pode custar em torno de meio milhão de reais, enquanto um SR-22 é comercializado por US\$ 700 mil, na cotação da época (ANAC, 2014).

Características técnicas e de performance podem ser observadas abaixo, por informações disponibilizadas pela própria fabricante.

Tabela 1 – Especificações do RV-10 disponibilizadas pela fabricante (AIRCRAFT, 2021)

Especificações do RV-10	
Envergadura	9,68 m
Comprimento	7,44 m
Altura	2,64 m
Area da asa	13,75 m ²
Peso bruto	1224,7 Kg
Capacidade de combustível	227,13 l

2.2.2 CARACTERÍSTICA DO PERFIL DE AEROFÓLIO: NACA 23013.5

O aerofólio do RV-10 é o NACA 2013.5 da classe de 5 dígitos da NACA. Essa classe de aerofólios de 5 dígitos usa a mesma espessura do envelope da série 4, mas com uma linha de curvatura e sistema de numeração diferente, seguindo padrão de NACA LPQXX. A seguir estão as especificações e características devido ao perfil aerodinâmico:

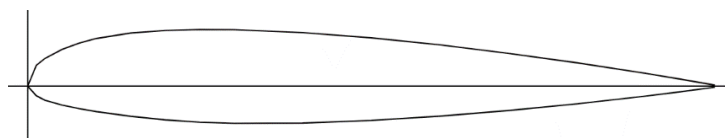


Figura 5 – Perfil NACA 23013.5. Adaptado de (TOOLS, 2023)

Tabela 2 – Especificações do NACA de cinco dígitos

Dígito	Carta	Descrição
1º	L	Este dígito controla a curvatura.
2º	P	Indica o coeficiente de sustentação projetado (C_l) multiplicado por 3/20.
3º	Q	A posição da curvatura máxima dividida por 20.
3º	Q	0 = linha de curvatura normal, 1 = linha de curvatura reflexa
4º e 5º	XX	A espessura máxima em porcentagem.

No aerofólio a ser analisado, tem-se a espessura de 13,5% da corda do perfil aerodinâmico. Com uma corda de 1,422 m, isso resulta em uma espessura de 0,19197 m.

Para os dados de C_L e C_D , coeficientes de sustentação e de arrasto, que serão necessários para efeitos de cálculo, os coeficientes do NACA 2013.5 serão estimados a partir da média dos valores do NACA 2012 e do NACA 2015, que são perfis tradicionais da NACA. Por estar exatamente entre esses dois perfis, com a única diferença sendo a espessura, essa estimativa é viável.

Os coeficientes de sustentação e de arrastos serão obtidos também pela média dos valores dos dois perfis aerodinâmicos. Os gráficos com as curvas dos coeficiente de sustentação e arrasto por ângulo alpha podem ser visualizados a seguir:

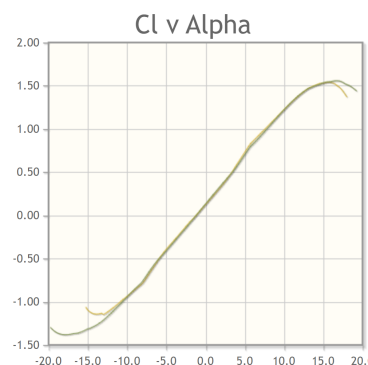


Figura 6 – Coeficientes de sustentação pelo alpha do NACA 2012 em amarelo, e NACA 2015 em verde (TOOLS, 2023)

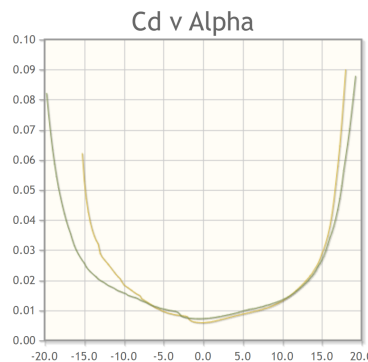


Figura 7 – Coeficientes de arrasto pelo alpha do NACA 2012 em amarelo, e NACA 2015 em verde (TOOLS, 2023)

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

O capítulo de fundamentação teórica visa fornecer uma base sólida para a compreensão dos conceitos e métodos que fundamentam o estudo apresentado. Inicialmente com a teoria da sustentação, discute-se os principais conceitos envolvidos na geração de sustentação e a evolução das teorias clássicas, incluindo o trabalho de Prandtl e o Teorema da Circulação de Kutta-Joukowski. A seguir, aprofundou-se na determinação das cargas na aeronave, abordando a análise das forças que atuam sobre a aeronave durante o voo e a importância do envelope de voo na definição das condições de carga.

Passou-se então para a determinação das cargas distribuídas na asa, examinando diferentes métodos para calcular o carregamento aerodinâmico, como as soluções aproximadas e os métodos de Stender e Schrenk. Este segmento é crucial para entender como as cargas são distribuídas ao longo da estrutura da asa e seus efeitos na integridade estrutural. Em seguida, abordou-se os conceitos relacionados ao centro de pressão em um aerofólio, seguido pelas análises de flexão, de cisalhamento e de torção de vigas abertas e fechadas.

3.1 TEORIA DA SUSTENTAÇÃO

A teoria da sustentação é fundamental para a compreensão dos princípios que permitem a geração de forças que mantêm uma aeronave em voo. Neste tópico, exploraremos as bases teóricas que explicam como a sustentação é criada e as diferentes abordagens para seu cálculo.

3.1.1 TEORIA CLÁSSICA DE PRANDTL

A era digital trouxe revoluções para a ciência e todos os setores da engenharia, incluindo o estudo e projeto de aeronaves. O que anteriormente representava extrema dificuldade na resolução de problemas agora é viabilizado por novas ferramentas, permitindo a realização de análises muito mais complexas e realistas do que era possível anteriormente.

Com o advento de novas ferramentas de análise se tornou possível a resolução de equações de Navier-Stokes bastante complexas. Porém, apesar do seu grau de confiabilidade, este método de equações de Navier-Stokes é longo e custoso, já que necessita de um modelo digital detalhado da geometria a ser preparada para análise.

Por essa e outras razões, o projeto conceitual usando Navier-Stokes é impraticável e não é considerado. Nos dias atuais, Navier-Stokes é, na verdade, uma ferramenta de design pós-conceitual e deve ser usado, portanto, para validação e não para criação.

No entanto, além das equações de Navier-Stokes, existem vários métodos numéricos disponíveis para resolver problemas de dinâmica dos fluidos, tão precisos quanto a solução obtida usando Navier-Stokes. Entre eles estão o método Vortex lattice e o método da linha sustentadora, métodos estes mais modernos e mais práticos na realização do projeto conceitual. Eles são simples o suficiente para serem implementados em seu próprio computador com o uso de software de análise.

3.1.2 TEOREMA DA CIRCULAÇÃO DE KUTTA-JOUKOWSKI

Base para a teoria da linha sustentadora de Prandtl, o método matemático descrito como teorema da circulação de Kutta-Joukowski, batizado em homenagem ao matemático alemão Martin Wilhelm Kutta (1867 e 1944) e ao cientista russo Nikolay Yegorovich Joukowski¹ (1847 e 1921), o teorema pleiteia que a sustentação gerada por um perfil aerofólio pode ser considerada sendo o produto da densidade (ρ), velocidade (V) e um conceito matemático chamado circulação (Γ) (GUDMUNDSSON, 2013). Sucintamente, o teorema de Kutta-Joukowski atesta que a sustentação de um aerofólio pode ser escrita como sendo:

$$L = \rho V \Gamma b \quad (3.1)$$

onde o conceito matemático, circulação, é calculada sendo:

$$\Gamma = - \oint_c \vec{V} \cdot d\vec{s} \quad (3.2)$$

na qual o V é a velocidade e c indica curva fechada em um campo de fluxo.

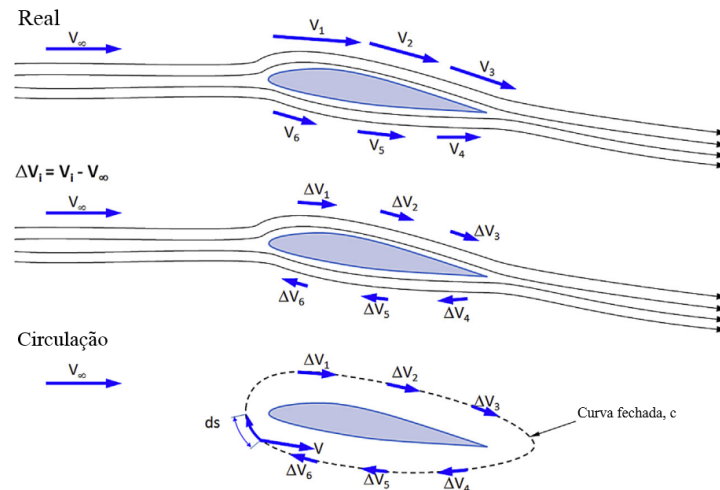


Figura 8 – Fluxo de ar real passando pelo aerofólio demonstrando as velocidades do ar ao longo da superfície da asa (GUDMUNDSSON, 2013)

Na figura 8, no primeiro caso, há um fluxo de ar real passando pelo aerofólio em que a velocidade do ar ao longo da superfície superior da asa é mais rápida do que ao

longo da superfície inferior. Conhecendo a velocidade em cada ponto, o valor total pode ser subtraído da velocidade do campo. Isso é ilustrado no caso central, revelando um fluxo geral para trás ao longo da superfície superior e para frente ao longo da superfície inferior, o que se assemelha a uma circulação em torno do aerofólio, como mostrado no terceiro caso (GUDMUNDSSON, 2013).

O perfil, exposto na parte inferior da imagem, expressa o conceito de circulação, mostrando o fluxo de ar ao redor de um aerofólio. A imagem superior mostra a velocidade do ar de campo distante e algumas velocidades no ar representativas de ΔV_1 a ΔV_6 , posicionadas em locais selecionados no campo de fluxo, acima e abaixo do aerofólio. Então, é possível calcular a diferença entre cada uma dessas velocidades e a velocidade do campo distante. Isso é mostrado como as velocidades de ΔV_1 a ΔV_6 na figura central.

Em suma, as diferenças de velocidade ao longo da superfície superior são positivas e apontam na direção do fluxo, em contrapartida as diferenças de velocidade são negativas ao longo da superfície inferior e apontam em uma direção oposta ao fluxo. Como pode ser observado na figura 8, na parte inferior, esses diferenciais formam conseqüentemente um caminho de circulação ao redor do aerofólio (GUDMUNDSSON, 2013).

Como já exposto anteriormente, o teorema de Kutta-Joukowski é base essencial para vários métodos de dinâmica de fluidos computacional (CFD), como é a teoria da linha sustentadora de Prandtl e os métodos de rede de vórtices, onde é diretamente usado para estimar a força de sustentação e arrasto induzida gerada por um aerofólio (GUDMUNDSSON, 2013).

3.1.3 TEORIA DA LINHA SUSTENTADORA DE PRANDTL

Através de algumas considerações teóricas e de vários experimentos, Prandtl expôs que o escoamento ao redor de um corpo pode ser desmembrado em duas regiões: uma camada fina ao redor do aerofólio chamada de camada limite, onde atua e são consideradas as forças viscosas, e uma região externa ao aerofólio onde são desprezadas as forças viscosas. Com isto, Prandtl pode deduzir uma série de equações mais claras que as equações de Navier-Stokes, as equações de camada limite, que já eram capazes de descrever os efeitos viscosos (GUDMUNDSSON, 2013).

Por sua vez, a teoria da linha sustentadora de Prandtl acabou sendo um marco para o estudo dinâmica dos fluidos como sendo a primeira teoria prática para a previsão das propriedades aerodinâmicas de asas finitas. Esta teoria foi desenvolvida por Ludwig Prandtl e seus colegas da Universidade de Göttingen na Alemanha, entre 1911 e 1918, e que ainda hoje é utilizada para cálculos preliminares das características de asas finitas.

O método de Prandtl acaba não solucionando asas com diedro ou varredura, em contrapartida considera a torção da asa e a variação de aerofólios e cordas ao longo da envergadura da asa. Tem como critério também asas cujo AR não é menor que cerca de

4, que no caso do RV-10 é de 6,81. O método substitui matematicamente a asa por um número de vórtices de força constante.

O teorema de Kutta-Joukowski, apresentado anteriormente, torna possível calcular essas forças por unidade de envergadura utilizando as expressões a seguir:

Sustentação por unidade de asa:

$$L(y) = \rho V \Gamma(y) \quad (3.3)$$

O arrasto induzido da sustentação por unidade de envergadura:

$$D(y) = -\rho \omega(y) \Gamma(y) \quad (3.4)$$

Esta componente do arrasto induzido é expressa com o sinal de subtração para garantir que o valor negativo do “downwash” resulte em uma força de arrasto positiva. Assim, a sustentação total e as forças de arrasto induzidas pela sustentação podem ser determinadas como mostrado abaixo (GUDMUNDSSON, 2013):

Sustentação:

$$L = \rho V \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \quad (3.5)$$

Arrasto:

$$D = -\rho \int_{-b/2}^{b/2} \omega(y) \Gamma(y) dy \quad (3.6)$$

Consequentemente, os coeficientes de sustentação e de arrasto induzido por sustentação são dados por:

Coeficiente de sustentação:

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} = \frac{2}{VS} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \quad (3.7)$$

Coeficiente de arrasto induzido por sustentação:

$$C_D = \frac{2D}{\rho V^2 S} = \frac{2}{V^2 S} \int_{-b/2}^{b/2} \omega(y) \Gamma(y) dy \quad (3.8)$$

Através das equações anteriores, pode-se expressar a distribuição de sustentação elíptica como sendo:

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (3.9)$$

$$\Gamma_0 = \frac{4L}{\rho_\infty V_\infty b \pi} \quad (3.10)$$

Contudo, a distribuição elíptica de sustentação tem-se, nesse caso, a chamada distribuição elíptica de circulação e, conseqüentemente, expressa pela equação:

$$L'(y) = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (3.11)$$

De modo que temos uma distribuição elíptica de sustentação, onde tanto a circulação quanto a sustentação são nulas nas pontas das asas, ou seja:

$$\Gamma\left(\frac{b}{2}\right) = \Gamma\left(\frac{-b}{2}\right) = 0 \quad (3.12)$$

A equação, por sua vez, denota que a maioria das aeronaves não apresentam formas de asas elípticas, como é a no caso da nossa. Portanto, para aplicar o método da linha sustentadora em asas não elípticas, representa-se a distribuição de força de vórtices ao longo da envergadura usando uma série senoidal de Fourier, composta por N termos:

Distribuição da sustentação da série de Fourier:

$$\Gamma(\phi) = 2 b V \sum_{n=1}^N A_n \sin n\phi \quad (3.13)$$

Solucionando o sistema em questão, obtêm-se as equações nos quais são apresentadas a seguir:

Força de sustentação:

$$L = \frac{1}{2} \rho V S (\pi A R A_1) = \frac{1}{2} \rho V b^2 \pi A_1 \quad (3.14)$$

Coefficiente de sustentação:

$$C_L = \pi A R A_1 \quad (3.15)$$

A inclinação da curva de sustentação pode assim ser calculada a partir de:

$$C_{L\alpha} = \frac{C_L}{\alpha - \alpha_{ZL}} = \frac{\pi A R A_1}{\alpha - \alpha_{ZL}} \quad (3.16)$$

3.2 DETERMINAÇÃO DAS CARGAS NA AERONAVE

Nesta seção serão estudados os métodos de determinação das cargas atuantes na asa da aeronave. As cargas podem ser compreendidas como: esforço cortante e momento de flexão, que são resultados de diversas situações de voo. No geral, para análise de resistência e validação da estrutura, essas cargas são determinadas em situação crítica de voo com fator máximo de carga. Portanto, o relatório de cargas como exemplo ilustrado na figura 9 é parte fundamental em um projeto estrutural válido.

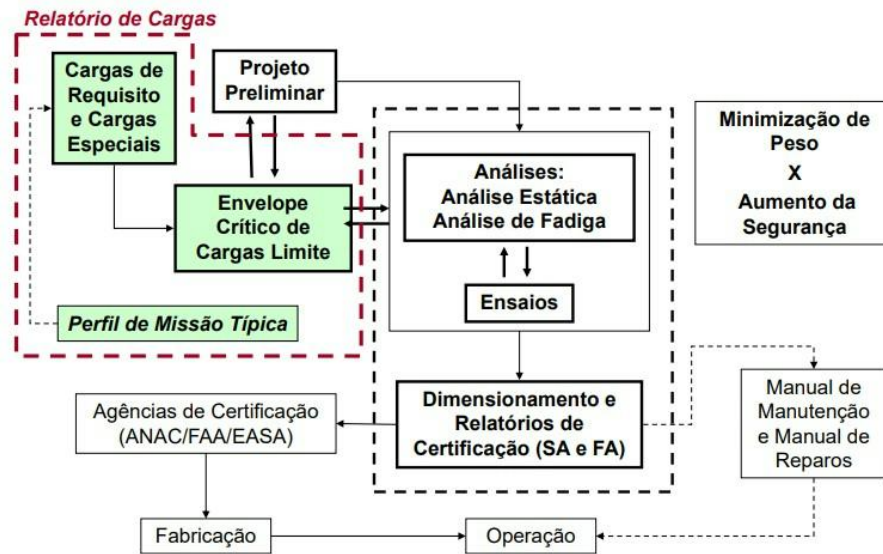


Figura 9 – Esquemático de um projeto estrutural destacando a componente do relatório de cargas (TITA, 2021)

Para definir a configuração final do avião, as cargas aplicadas durante sua vida operacional, ou seja, condições de voo e solo, precisam ser conhecidas. Não é viável obter todas as condições reais de carga que um avião poderia atender, portanto, é prática comum investigar apenas os casos em que a experiência mostrou serem críticos (PERSIANI; SAGGIANI; ROSSI, 2008).

O projeto de um avião é resultado de sucessivas aproximações e comparações com diferentes configurações. O mesmo princípio também é aplicado ao estudo de cargas na aeronave, começando com considerações teóricas para obter, por aproximações, a condição real de carga com auxílio de testes experimentais para validação.

Uma aeronave possui três limites acima dos quais sua segurança não é garantida: o limite aerodinâmico dado pelo coeficiente de sustentação máximo $C_{L,max}$, o limite estrutural expresso pelo fator de carga máxima n_{max} e o limite aeroelástico dado pela velocidade máxima V_{max} . Esses três limites são apresentados no diagrama de fator de carga, onde cada ponto representa a condição de carga do avião durante as manobras de operação da aeronave. Com isso, dentro dos limites do diagrama de fator de carga, obtém-se as condições seguras de voo especificadas pelo projetista (PERSIANI; SAGGIANI; ROSSI, 2008).

Dentre os limites, o aerodinâmico impõe restrições à altitude de voo em relação à condição de estol, e esse limite é dado por um comportamento parabólico, que é definida para velocidades positivas da aeronave (SADRAEY, 2011):

$$n = \frac{\frac{1}{2} (C_{L,max} \rho S V^2)}{W} \quad (3.17)$$

Já o limite estrutural impõe restrições às manobras para que o avião não exceda o fator de carga máxima especificado pelo projetista ou, mais comumente, pela *Federal Aviation Regulations (FAA)* que determina o fator de carga correspondente a classe da aeronave.

E, por fim, o limite aeroelástico impõe restrições à velocidade máxima, especialmente em relação ao flutter, que é um fenômeno aeroelástico que ocorre em aeronaves quando forças aerodinâmicas, inerciais e elásticas interagem de forma a provocar oscilações autoexcitatórias nas superfícies da aeronave, ou outros fenômenos dinâmicos estruturais. Também é necessário entender que as cargas aerodinâmicas são proporcionais à pressão dinâmica, ou seja, dependem da altitude de operação do voo e, conseqüentemente, da densidade do ar, assim como mostrado na figura 10 abaixo:

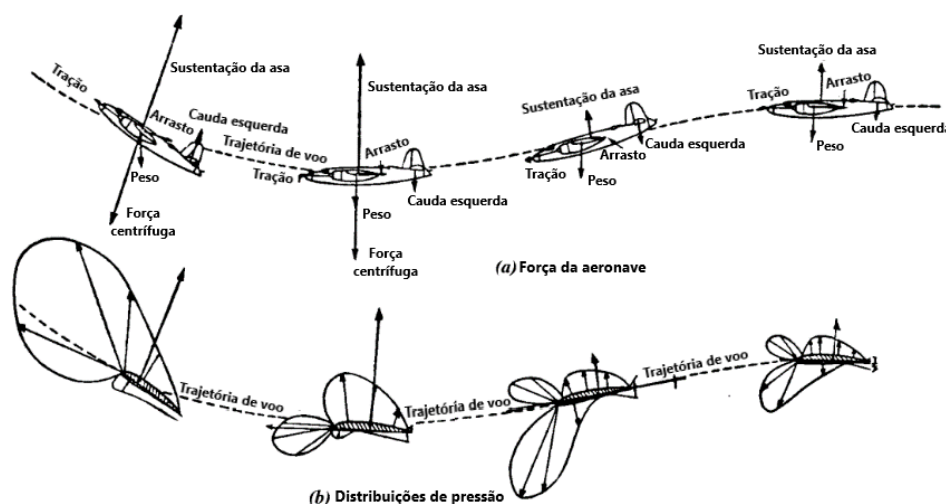


Figura 10 – Distribuição da pressão dinâmica durante manobras em voo não nivelado. Adaptado de (NIU, 1997)

Portanto, é essencial compreender que as cargas atuantes em uma asa variam conforme a situação de voo como evidenciado na figura 10. Por isso, é fundamental ter conhecimento detalhado da situação de voo e de parâmetros como ângulo de ataque e velocidade, por exemplo. Uma vez conhecido o fator de carga, é necessário determinar as cargas aerodinâmicas e as cargas de inércia, para então obter as cargas totais que agem sobre a asa.

Dentre as cargas, existem as cargas de voo e as cargas de solo. As cargas de solo podem ser produzidas durante o taxiamento e até na decolagem por ocorrências como o catapultagem e o aborto, além de situações de pouso como é o fator de carga vertical, frenagem ou pouso sobre uma roda. Já as cargas de voo são produzidas sustentação e arrasto, em situações de manobras e de rajadas, que serão detalhadas posteriormente. Para o estudo e determinação das cargas atuantes, faz-se necessário uma análise da carga e influência no movimento do avião.

As cargas especificadas nos requisitos de certificação são quase inteiramente cargas limite. Assim, as cargas calculadas para manobras e encontros de rajadas/turbulências são cargas limite. Os requisitos também especificam que a conformidade com as condições de resistência e deformação deve ser demonstrada para cada condição crítica de carregamento.

Notoriamente há mais peso e, portanto, carga de inércia na fuselagem do que nas asas, enquanto o inverso é verdadeiro para a carga aerodinâmica. Portanto, nas asas, as cargas de inércia associadas à estrutura e componentes que a compõem irão neutralizar com as cargas aerodinâmicas em um voo nivelado, e assim reduzir os momentos de flexão e as forças de cisalhamento causadas pelas cargas aerodinâmicas, como mostrado na figura 11 a seguir (WRIGHT; COOPER, 2007):

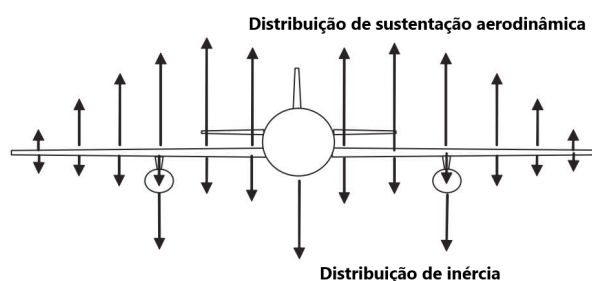


Figura 11 – Distribuição de carga de inércia e aerodinâmica em uma asa mostrando alívio de inércia. Adaptado de (WRIGHT; COOPER, 2007)

Segundo o Princípio de Bernoulli, quando um corpo percorre um gás ou fluido, ou quando um gás ou fluido escoar sob um corpo, forma-se um campo de pressão sob este corpo. A viscosidade do fluido contribui para a não simetria do escoamento em torno de aerofólios e asas, e é a responsável pelo aparecimento da força de sustentação (MEGSON, 2013). Esse surgimento de uma força de sustentação pode ser explicado pela terceira lei de Newton, ou seja, para qualquer força de ação aplicada existe uma reação de mesma intensidade, direção e sentido oposto.

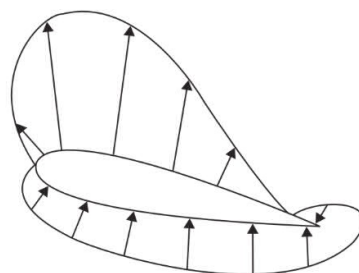


Figura 12 – Distribuição de pressão típica para um aerofólio com um pequeno ângulo de incidência (WRIGHT; COOPER, 2007)

Com isso, a pressão distribuída (campo de pressão), sob as superfícies de sustentação de uma aeronave atuam sob a parte inferior (intradorso) bem sob a parte superior (extradorso). Como mostrado na figura 12, no intradorso a pressão é denominada positiva por possuir magnitude maior que a pressão ambiente. Por outro lado, no extradorso é denominado de pressão negativa por possuir magnitude menor que a pressão ambiente (NIU, 1997).

Com isso, as componentes de sustentação e arrasto podem ser definidas como:

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha = C_l q S \quad (3.18)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha = C_d q S \quad (3.19)$$

na qual C_l é o coeficiente de sustentação, C_d é o coeficiente de arrasto, α o ângulo de ataque, S a área da asa e q a pressão aerodinâmica. Na figura 13, são expressas as componentes de sustentação e de arrasto.

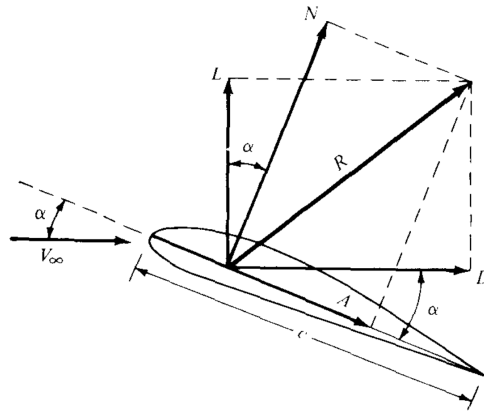


Figura 13 – Componentes de sustentação (L) e arrasto (D) definidas pelas forças N e A. Adaptado de (NIU, 1997)

E para o cálculo da pressão aerodinâmica:

$$q = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \quad (3.20)$$

na qual o ρ é a massa específica do ar.

Dados como a temperatura, massa específica do ar e a pressão diminuem conforme o aumento da altitude. A massa específica do ar, por sua vez, tem caráter significativo em um voo, já que as forças aerodinâmicas, como a sustentação, são diretamente proporcionais à massa específica.

A posição do centro de gravidade (CG) em relação ao centro aerodinâmico (CA) é relevante não somente por razões estruturais, mas também por razões aerodinâmicas. No geral, a posição do CG é mantida dentro de limites pré-determinados pelas exigências de controle da aeronave. A localização do CG na parte frontal do avião geralmente o torna mais estável, enquanto a posição mais para trás tende a deixá-lo mais instável.

3.2.1 ENVELOPE DE VOO

Notoriamente, há um número infinito de combinações de fator de carga e velocidade do ar que podem ser consideradas para fins de liberação de cargas. No entanto, para simplificar a posição, um envelope de manobra pode ser definido para mostrar os limites de fator de carga (n) e a velocidade do ar equivalente V_{EAS} dentro dos quais a aeronave deve suportar as cargas de manobra de equilíbrio para manobras simétricas (WRIGHT; COOPER, 2007). Um esboço de exemplo é apresentado na figura 14 abaixo:

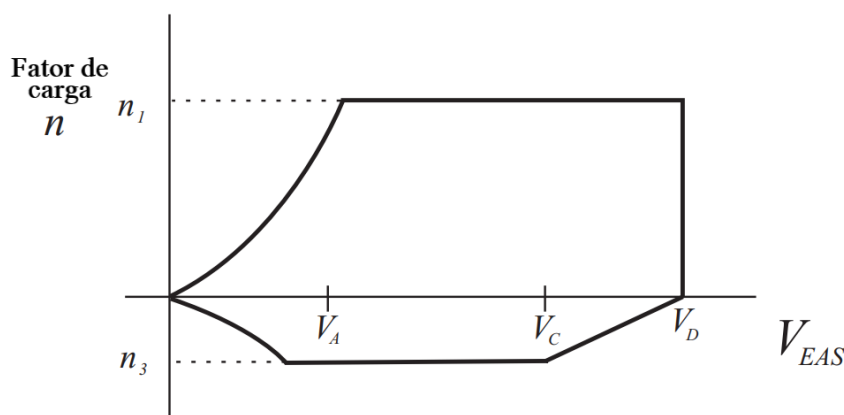


Figura 14 – Esboço de um envelope de manobra (WRIGHT; COOPER, 2007)

Para obter padrões mínimos gerais de resistência e segurança, os regulamentos de aeronavegabilidade estabelecem vários fatores que a estrutura primária da aeronave deve satisfazer, incluindo as cargas limites, mencionadas a seguir conforme (MEGSON, 2013):

- Carga limite é a carga máxima que se espera que a aeronave experimente em operação normal, ou então, é a carga mais severa para uma dada probabilidade. Nesse contexto, o projeto de aeronave deve garantir que não haja nenhuma deformação permanente na estrutura sob essas condições de limite.

- Carga de prova, também chamada de carga de teste, é o produto da carga limite e o fator de prova (1,0 - 1,25)

- Carga final, comumente chamada de carga última ou carga de projeto, é o produto da carga limite pelo fator último, Fator de Segurança Final (FS), que geralmente é de 1,5. O FS tem função de cobrir incertezas de aproximações na determinação das cargas, bem como nos valores das propriedades do material e no controle de qualidade.

A estrutura da aeronave deve admitir a carga de prova sem distorção prejudicial e não deve falhar até que a carga final seja alcançada. Os fatores de prova e finais podem ser considerados como fatores de segurança e fornecem várias contingências e incertezas (MEGSON, 2013).

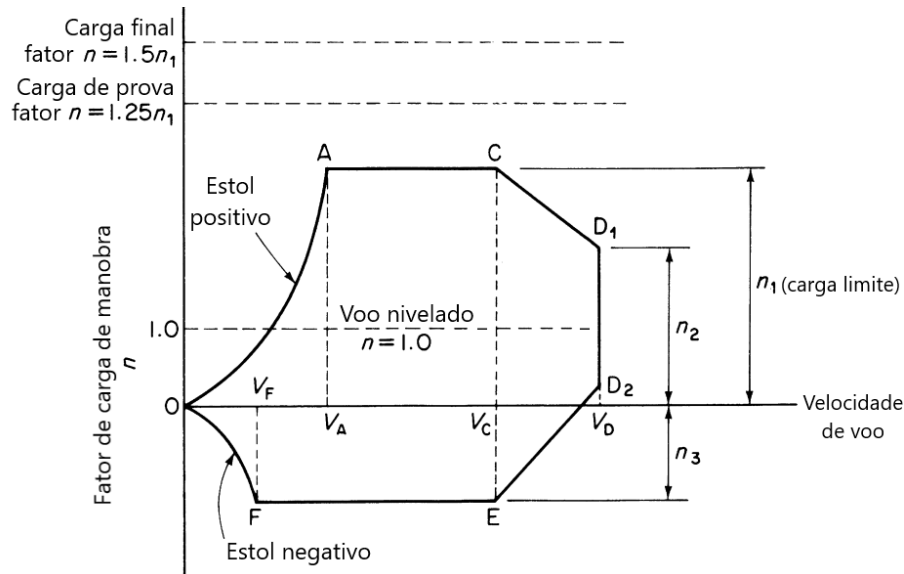


Figura 15 – Exemplo de um envelope de manobra. Adaptado de (MEGSON, 2013)

As curvas OA e OF correspondem à condição de estol da aeronave e são obtidas a partir da conhecida relação aerodinâmica.

$$L = n W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L,max} \quad (3.21)$$

Além disso, ainda na figura 15, para as velocidades abaixo de V_A (incidência positiva da asa) e V_F (incidência negativa), as cargas máximas que podem ser aplicadas à aeronave são regidas por $C_{L,max}$.

Conforme o aumento da velocidade, é possível aplicar as cargas limite positiva e negativa, correspondentes a n_1 e n_3 , sem alcançar ponto de estol da aeronave, de modo que AC e FE representam fatores de cargas operacionais máximas para a aeronave. Acima da velocidade de cruzeiro de projeto V_C , as linhas de corte CD_1 e D_2E dispensam os casos de projeto a serem cobertos, visto que não se espera que as cargas limite sejam aplicadas à velocidade máxima (MEGSON, 2013).

Segundo (MEGSON, 2013), os envelopes de voo são ilustrados para uma única altitude, já que $C_{L,max}$ e a velocidade do som são modificados com a alteração da altitude, com isso modificando também a velocidade de mergulho V_D .

A obtenção do envelope de voo completo é o resultado da soma dos envelopes de manobras de voo e o de rajadas. Com o envelope de voo reproduzido é possibilitado a entender os efeitos que as cargas exercem na estrutura da aeronave. Para uma visualização mais detalhada, a seguir é apresentado um exemplo típico de envelope de voo:

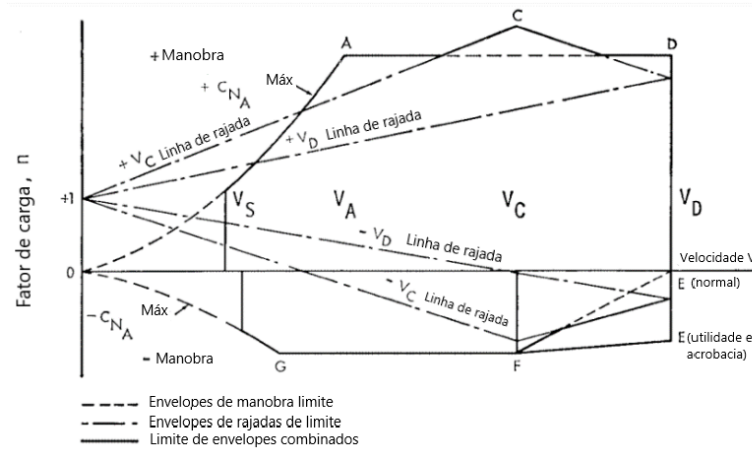


Figura 16 – Envelope de voo completo, com especificações do programa de cargas FAR23. Adaptado de (FAA, 1997)

Como pode ser observado no envelope de manobras, existem quatro condições críticas de voo que produzem o maior carregamento possível, resultando no maior fator de carga, seja ele positivo ou negativo (ALBURQUERQUE, 2011).

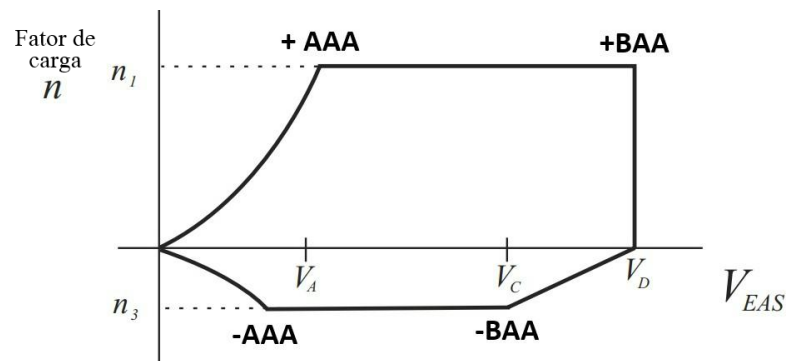


Figura 17 – Condições críticas de voo determinadas pelo envelope de manobra. Adaptado de: (WRIGHT; COOPER, 2007)

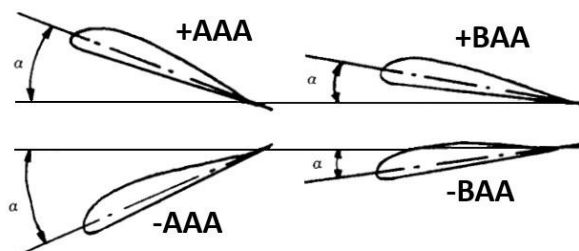


Figura 18 – Orientação do perfil aerodinâmico nas condições críticas de voo. Adaptado de (NIU, 1997)

- Condição +AAA é obtida numa subida com o maior ângulo de ataque positivo permitido pela asa.
- Condição +BAA é obtida para o menor ângulo de ataque positivo possível, ou seja, situação em que o avião mergulha. Pode-se ter o mínimo ângulo de ataque gerando sustentação, desde que haja máxima velocidade.
- Condição -AAA é obtida para o maior ângulo de ataque negativo possível, e ocorre em manobras intencionais (há escoamento de ar dirigido para baixo) ou quando há rajadas no sentido descendente em voo nivelado.
- Condição -BAA é obtida para o menor ângulo de ataque negativo possível, e ocorre em manobras intencionais ou rajadas negativas. Pode-se ter o mínimo ângulo de ataque gerando sustentação, desde que haja máxima velocidade de mergulho do avião.

No cálculo e análise estrutural, portanto, todas essas condições de voo devem ser consideradas por produzirem máximas condições de compressão e tração, como podem ser visualizadas na figura 19 abaixo:

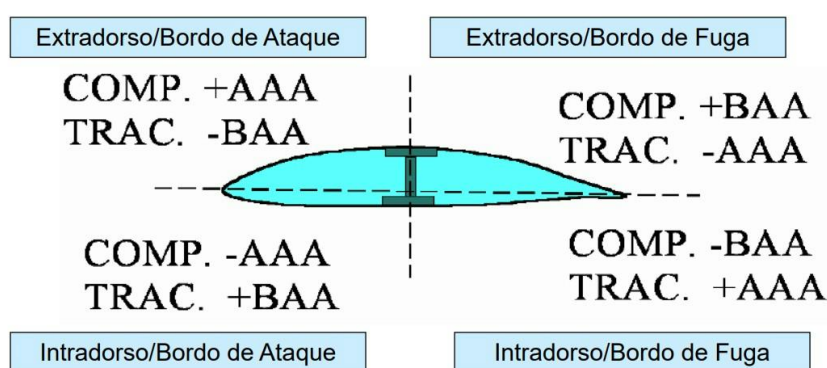


Figura 19 – Condições de críticas de voo que produzem máximas condições de compressão e tração. Adaptado de: (TITA, 2021)

3.2.2 DETERMINAÇÃO FATORES DE CARGA

O fator de carga (n) é definido como a resultante das forças externas atuantes sobre o avião, excluindo o peso (W), naquela direção, dividido pelo peso do avião. Este número expressa a condição de manobrabilidade de uma aeronave como um múltiplo da aceleração da gravidade.

$$n = \frac{a}{g} \quad (3.22)$$

$$n = \sum \frac{F_{ext} - W}{W} \quad (3.23)$$

Já o fator de carga para rajada é estabelecido quando a aeronave está em voo nivelado ou constante e, repentinamente, se choca com uma corrente de ar ascendente

com velocidade vertical (KU).

$$n = \frac{(C_z \rho S V^2)}{2W} \quad (3.24)$$

$$\Delta n = \frac{(\rho S b KU V)}{2W} \quad (3.25)$$

Sendo assim, as equações 3.24 e 3.25 apresentadas acima representam a contribuição pela corrente de ar. Portanto, tem-se:

$$n = 1 \pm \Delta n \quad (3.26)$$

A velocidade efetiva de rajada (KU), mencionada anteriormente, é definida como a velocidade teórica de uma rajada instantânea que proporciona o mesmo fator de carga que uma rajada real. Esta velocidade é determinada por acelerômetros instalados em aeronaves que voam em ar turbulento.

Como toda aeronave, o RV-10 possui limitações de voo, que, com a construção do diagrama V-n, atingem os limites operacionais da aeronave. Para a construção desse diagrama, são necessários alguns dados, como a velocidade de mergulho (V_D), que pode ser obtida a partir da velocidade de cruzeiro especificada pelo próprio fabricante (FLYER, 2012).

Respeitando as normas vigentes da RBAC 23, que reflete o *Code of Federal Regulations (CFR)*, conforme disposto em anexo, e considerando a versão do RV-10 com 2700 libras (1224,7 quilos) e potência de 260 HP, pelas especificações, a velocidade de cruzeiro a 8000 pés (2438,4 metros) será:

$$V_{C, \min} = 76 \frac{m}{s} \quad (3.27)$$

Com isso, a velocidade de mergulho pode ser determinada:

$$V_D = 1,4 V_C = 106,4 \frac{m}{s} \quad (3.28)$$

As curvas de fator de carga positivo e negativo para o estol no diagrama V-n de manobras podem ser expressas pelas seguintes equações:

$$n_{estol}^+ = \frac{C_{za}^{(max)} \rho_{ar} S_{asa} V^2}{2W_{bruto}} \quad (3.29)$$

$$n_{estol}^- = \frac{C_{za}^{(min)} \rho_{ar} S_{asa} V^2}{2W_{bruto}} \quad (3.30)$$

em que C_{za} representa o coeficiente de sustentação, ρ_{ar} simboliza a densidade do ar, S_{asa} representa a área da asa, V caracteriza a velocidade e W_{bruto} representa o peso bruto da aeronave.

Com isso, tem-se todos os dados de limites de velocidade necessários para a montagem do diagrama V-n e, conseqüentemente, a determinação do limite operacional da aeronave:

Tabela 3 – Limitações de velocidade *Van's Aircraft RV-10*

Limitações de velocidade (m/s)		
V_A	Velocidade de manobra do projeto	64,31
$V_{C,Est}$	Velocidade de cruzeiro estrutural	79,74
V_C	Velocidade de cruzeiro (50% e 75% a 8000 ft)	76 a 84,94
V_D	Velocidade de mergulho	106,4

Como a norma solicita fator de segurança de 1,5, tem-se os fatores de cargas máximos para uma situação crítica de operação da aeronave assim como os limites de cargas positivo e negativo (FLYER, 2012):

Tabela 4 – Fatores de Cargas para o *Van's Aircraft RV-10*

Fatores de Cargas para o RV-10	
Fator de Carga Positivo	3,8 G
Fator de Carga Negativo	-1,9 G
Fator de Segurança	1,5
Fator de Carga Positivo Final	5,7 G
Fator de Carga Negativo Final	-2,85 G

Conseqüentemente, teremos o seguinte diagrama de manobra exposto a seguir:

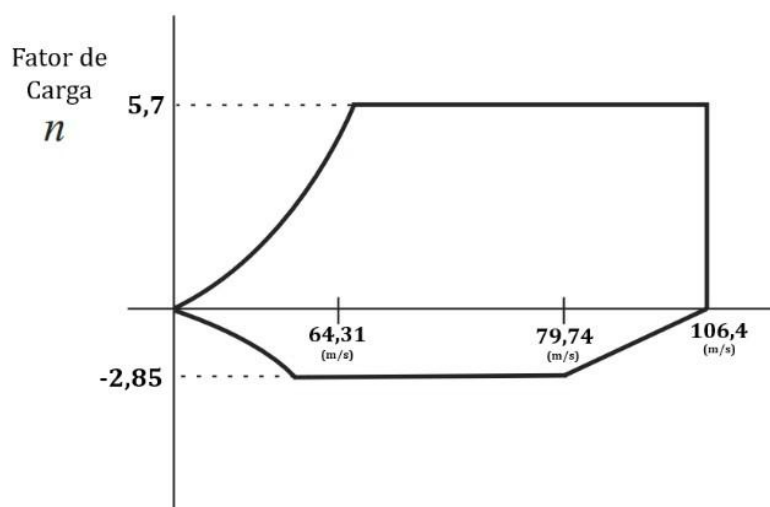


Figura 20 – Envelope de manobra para o RV-10. Adaptado de: (WRIGHT; COOPER, 2007)

3.3 DETERMINAÇÃO DAS CARGAS DISTRIBUIDAS NA ASA

3.3.1 CARREGAMENTO AERODINÂMICO: MÉTODO DAS SOLUÇÕES APROXIMADAS

Este método visa dividir a asa em seções menores, onde a soma das forças nessas seções representa a força total aplicada. Com este método, obtém a contribuição do cortante em cada seção da asa, seguido pelo momento fletor. Isso é feito considerando as cargas aerodinâmicas. É importante destacar que também existem as contribuições das forças de campo (peso) e valores das forças inerciais que devem ser utilizados para efeito de cálculo, como será discutido posteriormente.

Os esforços cortantes na asa devido às cargas aerodinâmicas, são obtidas pela integração das cargas aerodinâmicas ao longo da envergadura, perpendiculares à asa, começando na ponta da asa onde o esforço cortante é nulo (SANGSTER, 1979).

$$F_n = q \int C_n(S) dS \quad (3.31)$$

em que F_n representa as forças de sustentação, C_n representa o coeficiente de sustentação e S representa a área da asa.

O valor da cortante em cada seção da área é apresentado pela equação 3.32:

$$V_i = V_{i-1} + q \frac{c_i C_{li} + c_{i-1} C_{li-1}}{2} (b_{i-1} - b_i) \quad (3.32)$$

na qual q representa a pressão aerodinâmica na condição de voo, c_i é a corda aerodinâmica, C_{li} o coeficiente de sustentação, b_i é a distância ao longo da envergadura.

Ao lidar com uma asa de formato retangular, C_i terá mesmo valor de C_{i-1} , e conseqüentemente C_{ni} mesmo valor que C_{ni-1} . Além disso, i representa o limite posterior da seção e $i-1$ representa o limite inferior da seção.

A equação para o valor da força cortante V_i é dada por:

$$V_i = V_{i-1} + q (c) C_i (b_{i-1} - b_i) \quad (3.33)$$

onde:

$$q = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \quad (3.34)$$

Considera-se que a solução de cada seção seja somada à solução da seção anterior para o esforço cortante. Agora, o momento fletor devido às cargas aerodinâmicas é obtido pela integração dos esforços cortantes ao longo da envergadura da asa, começando pela ponta da asa onde os momentos são nulos. Portanto, o momento fletor é dado pela seguinte equação:

$$M_i = M_{i-1} + \frac{V_i + V_{i-1}}{2} (b_f - b_i) \quad (3.35)$$

3.3.2 CARREGAMENTO AERODINÂMICO: MÉTODO DE STENDER

Este método de carregamento aerodinâmico, denominado de “Método de Stender” é utilizado para determinar a distribuição de sustentação em asas finitas. Este método considera que a distribuição de carga ao longo da envergadura é proporcional às áreas de uma asa imaginária, nomeado como asa de Stender, na qual suas cordas são a média geométrica das cordas real e de uma asa elíptica de mesma área e envergadura (ISCOLD, 2006).

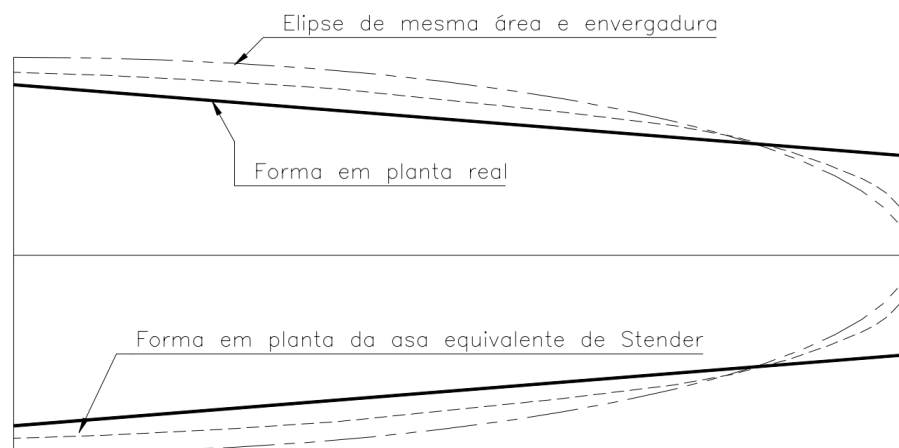


Figura 21 – Relação entre a asa real, a asa elíptica e a asa de Stender (ISCOLD, 2006)

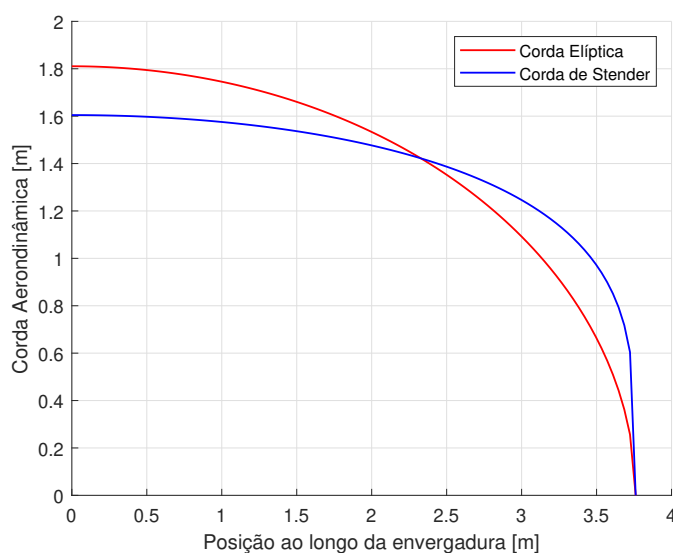


Figura 22 – Variação da corda aerodinâmica de Stender ao longo da envergadura

A corda da asa de Stender é equacionada como:

$$c_s = \sqrt{c_g c_e} \quad (3.36)$$

onde c_s representa a corda de asa de Stender, c_g representa a corda de asa de real e c_e representa a corda de asa elíptica imaginária.

A corda elíptica é dada por:

$$c_e = 2y = 2 \sqrt{\frac{A^2 B^2 - x^2 B^2}{A^2}} \quad (3.37)$$

Considerando,

$$S = \pi A B = S_{asa \text{ real}} \quad (3.38)$$

$$B = \frac{S}{\pi A} \quad (3.39)$$

$$A = b_{envergadura} \quad (3.40)$$

Com isso, podemos estimar que as parcelas de sustentação podem ser expressas como:

$$L_i = \frac{\Delta S_i}{S} L \quad (3.41)$$

onde L representa a força de sustentação de cada semi-asa e S é a área da semi-asa de Stender, como mostrado a seguir:

$$\Delta S_i = \int_{b_i}^{b_f} C_s dx \quad (3.42)$$

Vale ressaltar que a equação anterior apresentada expressa a sustentação, e não os esforços cortantes.

3.3.3 CARREGAMENTO AERODINÂMICO: MÉTODO DE APROXIMAÇÃO DE SCHRENK

O Método de Schrenk é um método conservador de Oskar Schrenk do ano de 1940, publicada pela National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), e normalmente é utilizada durante o projeto preliminar de criação de uma nova aeronave com asas de baixo enflexamento e de moderado a alto alongamento. O método representa uma média aritmética entre a distribuição de carga pelo modelo da asa, no nosso caso retangular, e uma distribuição elíptica para uma asa de mesma área e mesma envergadura (SCHRENK, 1940).

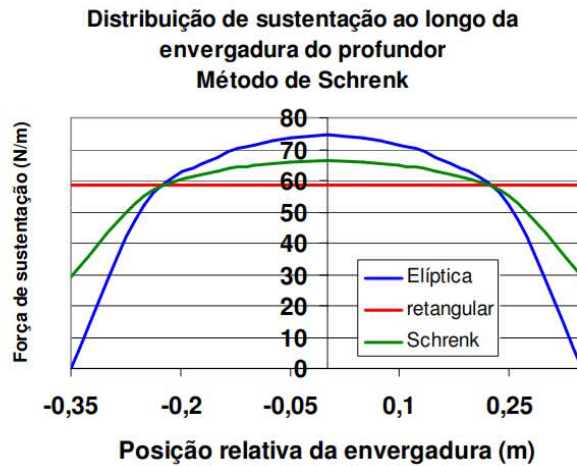


Figura 23 – Distribuição da sustentação pelo método de Schrenk (RODRIGUES, 2011)

A equação abaixo representa a média aritmética feita pela aproximação de Schrenk entre uma asa trapezoidal e uma asa elíptica.

$$L(Y)_{TS} = \frac{L(Y)_T + L(Y)_E}{2} \quad (3.43)$$

A distribuição de sustentação para a asa trapezoidal $L(Y)_T$ é calculada pela equação abaixo:

$$L(Y)_T = \frac{2L}{(1 + \lambda)b} \left[1 + \left(\frac{2y}{b} (\lambda - 1) \right) \right] \quad (3.44)$$

E a distribuição de sustentação para a asa elíptica $L(Y)_E$ é dada pela equação abaixo:

$$L(Y)_E = \frac{4L}{b\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} \quad (3.45)$$

A sustentação no ponto de manobra, que é a utilizada para análise de limites estruturais:

$$L = n (MTOW) g \quad (3.46)$$

onde n é o fator de carga utilizado para análise, sendo ele máximo ou de segurança, $MTOW$ é o peso máximo de decolagem e g é a aceleração da gravidade. A relação de afilamento da asa, por sua vez, é dada pela equação a seguir:

$$\lambda = \frac{c_p}{c_r} \quad (3.47)$$

c_p é a corda da ponta da asa e c_r é a corda da raiz da asa. Por se tratar de uma asa retangular, e relação de afilamento é 1.

Para a distribuição de cargas ao longo da envergadura, usando uma distribuição trapezoidal, temos:

$$L(Y)_T = \frac{2L}{(1 + \lambda)b} \left[1 + \left(\frac{2y}{b} (\lambda - 1) \right) \right] \quad (3.48)$$

Para o caso do RV-10, que a asa possui forma retangular, teremos, portanto, a equação simplificada a seguir:

$$L(Y)_R = \frac{L}{b} \quad (3.49)$$

Já para a distribuição de cargas ao longo da envergadura, por distribuição elíptica:

$$L(Y)_E = \frac{4L}{b\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (3.50)$$

Já possuindo as componentes trapezoidal e da ponta da asa, realizamos a seguinte média aritmética:

$$L(Y)_{SCHRENK} = \frac{L(Y)_T + L(Y)_E}{2} \quad (3.51)$$

Podemos expressar Schrenk em uma equação única, como apresentado abaixo, que será utilizada no presente trabalho:

$$L(Y)_{SCHRENK} = \frac{L}{2b} \left[1 + \frac{4}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \right] \quad (3.52)$$

3.3.4 CARREGAMENTO POR INÉRCIAS

As cargas de inércia surgem devido à aceleração de cada elemento da asa, sendo proporcionais aos fatores de carga. Assim, os cálculos de esforços cortantes e momentos de flexão são realizados para uma situação de voo específica. Em cenários estruturais, onde se busca o limite máximo de carga, utiliza-se a situação de voo com o maior ângulo de ataque e o fator de carga mais elevado associado (SANGSTER, 1979).

Nesta etapa, considerou-se simplificada a distribuição linear do peso de alguns componentes da asa. Para isso, a asa foi dividida em pequenos elementos ao longo da envergadura, permitindo que suas massas fossem tratadas como concentradas no centroide de cada elemento.

Com isso, a força de inércia atuante em cada elemento é igual à massa do elemento multiplicada pela aceleração linear do centroide (SANGSTER, 1979).

$$F_{inercia} = - \dot{u} m \quad (3.53)$$

onde \dot{u} é a aceleração linear do centroide de cada elemento na direção de interesse.

Considerando a simplificação dessa força, os esforços cortantes unitários devido à inércia resultam na equação a seguir:

$$\frac{V_z}{n_z} = - \int_{y=b/2}^{y=y1} W dy \quad (3.54)$$

Sabendo os esforços cortantes, a sua integração gera, portanto, os momentos de flexão unitários.

$$M_X = \int_{y=b/2}^{y=y1} V_z dy \quad (3.55)$$

3.3.5 CARGAS, ESFORÇOS CORTANTE E MOMENTOS DE FLEXÃO TOTAIS AO LONGO DA ENVERGADURA DA ASA

As cargas totais ao longo da envergadura são obtidas somando-se as cargas aerodinâmicas às cargas de inércia. É importante salientar que, geralmente, essas cargas atuam em direções opostas. As cargas aerodinâmicas, responsáveis pela sustentação, são direcionadas para cima, enquanto as cargas de inércia são direcionadas para baixo.

De maneira similar, os esforços cortantes totais e os momentos de flexão totais são obtidos pelas componentes aerodinâmicas subtraída das componentes de inércia.

$$\sum F_{totais} = F_{sustentacao} - F_{inercia} \quad (3.56)$$

Nesta aplicação, portanto, já está considerado as cargas de inércias. Geralmente, as cargas aerodinâmicas são aplicadas de forma concentrada onde estão localizadas as nervuras.

3.4 CENTRO DE PRESSÃO EM UM AEROFÓLIO

Em um aerofólio se encontra as forças normais e axiais devidas às cargas distribuídas impostas pelas distribuições de pressão e tensão de cisalhamento. Essas cargas distribuídas geram um momento em torno do bordo de ataque, conforme a expressão que será mostrada posteriormente.

A força resultante em um aerofólio deve estar localizada no corpo de forma que produza o mesmo efeito que as cargas distribuídas. A carga distribuída em um corpo bidimensional como um aerofólio produz um momento sobre o bordo de ataque, portanto, N' e A' devem ser colocados no aerofólio em tal local para gerar o mesmo momento sobre o bordo de ataque. Se A' for colocado na corda como ilustrado na figura 24, então N' deve estar localizado a uma distância x_{cp} do bordo de ataque (ANDERSON, 2017).

$$M'_{LE} = -(x_{cp}) N' \quad (3.57)$$

$$x_{cp} = -\frac{M'_{LE}}{N'} \quad (3.58)$$

Sendo x_{cp} a localização do centro de pressão em relação ao bordo de ataque. Esse centro de pressão é o local onde a resultante de uma carga distribuída ao longo da corda atua efetivamente sobre o corpo.

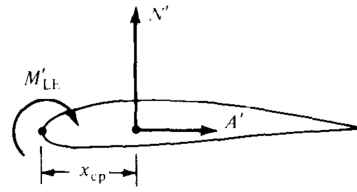


Figura 24 – Centro de pressão para um aerofólio

Na figura 24, a direção da seta curvada que ilustra M'_{LE} é desenhada no sentido positivo (pitch-up). Ainda nessa figura 24, vemos que um N' positivo cria um momento negativo (inclinação) em relação ao bordo de ataque. Isso é consistente com o sinal negativo na equação também descrita acima. Portanto, o momento real em relação ao bordo de ataque é negativo e, portanto, está na direção oposta à seta curvada como é mostrado na figura.

Nos casos em que o ângulo de ataque do corpo é pequeno, $\sin \alpha \approx 0$ e $\cos \alpha \approx 1$; portanto, $N' \approx L'$.

$$x_{cp} = -\frac{M'_{LE}}{L'} \quad (3.59)$$

Se os momentos fossem tomados em torno do centro de pressão, o efeito integrado das cargas distribuídas seria zero. Contudo, uma definição alternativa do centro de pressão é aquele ponto no corpo sobre o qual o momento aerodinâmico é zero. Porém, em nossa análise será considerada que a longarina da asa, componente estrutural de análise, está localizada no $\frac{c}{4}$, ou seja, a 25% da corda em relação ao bordo de ataque.

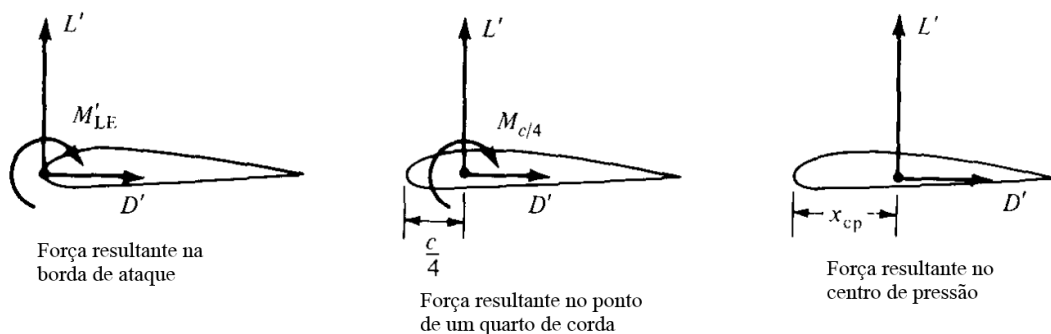


Figura 25 – Maneiras equivalentes de especificar o sistema de força e momento em um aerofólio (ANDERSON, 2017)

Como mostrado na figura 25, existem várias maneiras equivalentes de especificar o sistema de força e momento em um aerofólio. Ou seja, para definir o sistema de força e momento devido a uma carga distribuída em um aerofólio, a força resultante pode ser aplicada em qualquer ponto do corpo, desde que o valor do momento em relação a esse ponto também seja expresso.

Na figura 25 é ilustrado as três maneiras equivalentes de especificar o sistema de força e momento em um aerofólio. Na primeira ilustração, à esquerda, a resultante é colocada na borda de ataque, com um valor finito de M'_{LE} . Na ilustração central, a resultante é colocada no ponto do $c/4$, com um valor finito de $M'_{c/4}$. Na ilustração à direita, a resultante é colocada no centro de pressão, com momento zero em relação a esse ponto, conforme já mencionado anteriormente. Com isso, temos a relação quantitativa entre esses casos:

$$M'_{LE} = -\frac{c}{4} L' + M'_{c/4} = -x_{cp}L' \quad (3.60)$$

Como no caso da análise está sendo considerada a localização da longarina no $\frac{c}{4}$, será considerada a ilustração central, considerando $M'_{c/4}$.

$$M'_{c/4} = \frac{c}{4} L' - x_{cp}L' \quad (3.61)$$

ou

$$M'_{c/4} = L' \left(\frac{c}{4} - x_{cp} \right) \quad (3.62)$$

3.5 FLEXÃO DE VIGAS ABERTAS E FECHADAS DE PAREDES FINAS

Nesta seção, serão apresentados elementos conhecidos como vigas de seção aberta e vigas de seção fechada. Ambos os tipos de vigas estão sujeitos a cargas axiais, de flexão, de cisalhamento e de torção.

Embora a flexão simétrica seja um caso especial de flexão em vigas de seção transversal arbitrária, seu entendimento é fundamental para que o caso geral, mais complexo, possa ser compreendido com maior facilidade.

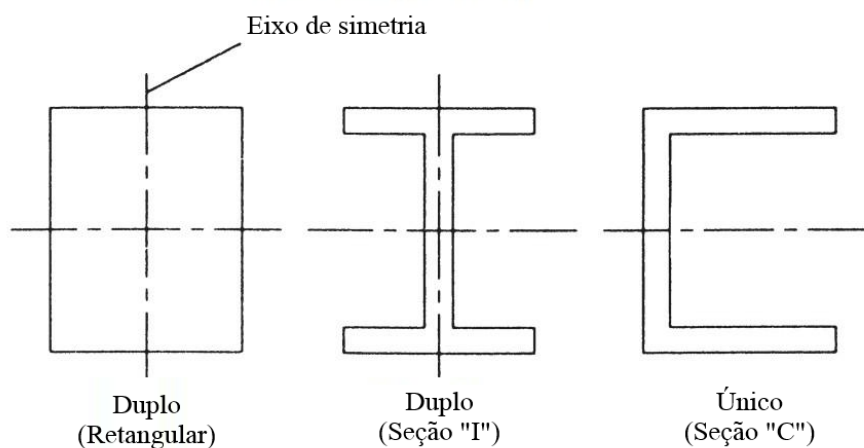


Figura 26 – Vigas de seções simétricas

Como pode ser visualizado na figura 27, uma viga simétrica submetida a um momento de flexão terá um comportamento côncavo. O problema, portanto, é determinar a variação da tensão direta ao longo da altura da viga, calcular os valores dessas tensões e, posteriormente, encontrar a correspondente deflexão da viga.

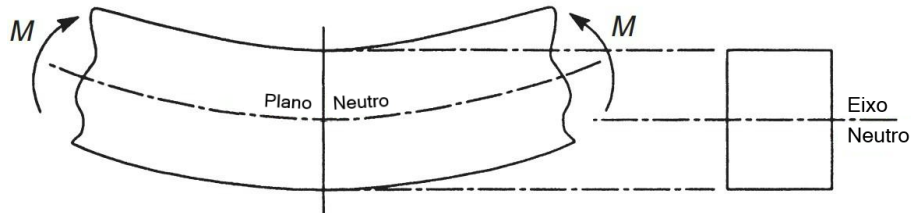


Figura 27 – Viga simétrica submetida a um momento de flexão

A tensão direta, σ_x , em qualquer ponto da seção transversal de uma viga é, portanto, diretamente proporcional à distância do ponto ao eixo neutro, variando linearmente ao longo da altura da viga. Na situação em que a superfície superior é côncava e a inferior convexa, a parte superior está sujeita a compressão, enquanto a parte inferior está sujeita a tração.

O momento resultante na seção transversal é igual ao momento produzido pela distribuição linear da tensão normal em torno do eixo neutro (MEGSON, 2016).

$$\sigma_x = \frac{M_x y}{I_x} \quad (3.63)$$

onde σ representa a tensão normal em flexão, y é a distância do eixo neutro e I é o momento de inércia da seção analisada. Com isso, a σ_{max} acontecerá no ponto de momento M_{max} . Os resultados serão dispostos a seguir:

$$\sigma_{max} = \frac{M_x y}{I_x} \quad (3.64)$$

A tensão varia ao longo da altura da viga, indo de compressão nas fibras superiores a tração nas inferiores. Para as fibras que não mudam de comprimento, a tensão é zero. Esse conjunto de fibras define o plano neutro. O eixo neutro é a linha de interseção entre o plano neutro e qualquer seção transversal da viga.

O valor da tensão direta em um ponto da seção transversal de uma viga submetida à flexão depende da posição do ponto, da carga aplicada e das propriedades geométricas da seção transversal. Portanto, não importa se a seção transversal é aberta ou fechada.

3.6 CISALHAMENTO DE VIGAS

Estabelecemos nesta seção as equações de equilíbrio e expressões de deformações necessárias para a análise de vigas de seção aberta suportando cargas de cisalhamento e vigas de seção fechada suportando cargas de cisalhamento e torção. A análise de vigas de seção aberta submetidas à torção requer uma abordagem diferente e é discutida posteriormente.

Geralmente, na análise estrutural de vigas, assumimos que os efeitos das restrições axiais são desprezíveis e que as tensões de cisalhamento normais à superfície da viga podem ser negligenciadas devido à sua nulidade nas superfícies e à finitude da parede. Além disso, consideramos que as tensões diretas e de cisalhamento nos planos normais à superfície da viga são constantes ao longo da sua espessura. Por fim, assumimos que a viga possui seção uniforme, permitindo variação da espessura com a distância ao redor de cada seção, mas mantendo-a constante ao longo da sua extensão.

3.6.1 CISALHAMENTO DE VIGAS DE SEÇÃO ABERTA

A viga de seção aberta arbitrária mostrada na figura 28 abaixo suporta cargas de cisalhamento S_x e S_y de modo que não haja torção na seção transversal da viga. Para que essa condição seja válida, ambas as cargas de cisalhamento devem passar por um determinado ponto da seção transversal conhecido como centro de cisalhamento (MEGSON, 2016).

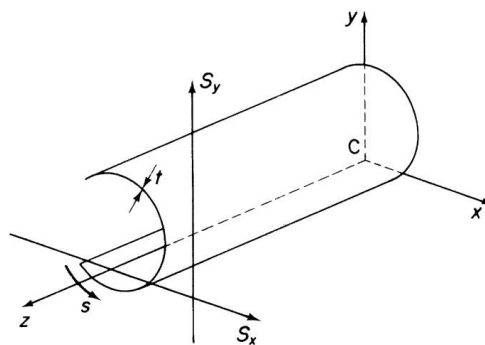


Figura 28 – Carga de cisalhamento de uma viga de seção aberta. (MEGSON, 2016)

Como não há tensões circulares na viga, os fluxos de cisalhamento e as tensões diretas que atuam em um elemento da parede da viga são relacionados pela equação de σ_z , ou seja,

$$\frac{\partial q}{\partial s} + t \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = 0 \quad (3.65)$$

Assumimos que as tensões diretas são obtidas com precisão suficiente da teoria

básica de flexão. A partir da equação:

$$\sigma_z = \left(\frac{M_y I_{xx} - M_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) x + \left(\frac{M_x I_{yy} - M_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) y \quad (3.66)$$

Podemos reescrever como sendo:

$$\frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = \left(\frac{\frac{\partial M_y}{\partial z} I_{xx} - \frac{\partial M_x}{\partial z} I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) x + \left(\frac{\frac{\partial M_x}{\partial z} I_{yy} - \frac{\partial M_y}{\partial z} I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) y \quad (3.67)$$

Considerando $\frac{\partial M_y}{\partial z} = S_x$ e $\frac{\partial M_x}{\partial z} = S_y$, teremos:

$$\frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) x + \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) y \quad (3.68)$$

Realizado a relação, onde $\frac{\partial q}{\partial s} + t \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = 0$

$$\frac{\partial q}{\partial s} = - \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) tx - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) ty \quad (3.69)$$

Integrando a equação anterior, com relação a s de alguma origem para qualquer ponto ao redor da seção transversal, obtemos:

$$\int_0^s \frac{\partial q}{\partial s} ds = - \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^s tx ds - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^s ty ds \quad (3.70)$$

Se a origem de s for tomada na aresta aberta da seção transversal, então $q=0$ quando $s=0$, e a equação anterior torna-se:

$$q_s = - \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^s tx ds - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^s ty ds \quad (3.71)$$

Para uma seção tendo C_x ou C_y como eixo de simetria, $I_{xy} = 0$, a equação anterior se reduz a:

$$q_s = - \frac{S_x}{I_{yy}} \int_0^s tx ds - \frac{S_y}{I_{xx}} \int_0^s ty ds \quad (3.72)$$

3.6.2 CISALHAMENTO DE VIGAS DE SEÇÃO FECHADA

A solução para uma viga de seção fechada carregada por cisalhamento segue um padrão semelhante ao descrito para uma viga de seção aberta, mas com duas diferenças importantes. Primeiro, as cargas de cisalhamento podem ser aplicadas através de pontos na seção transversal além do centro de cisalhamento, de modo que os efeitos de torção e de cisalhamento sejam incluídos. Isso é possível, pois, como veremos, as tensões de cisalhamento produzidas por torção em vigas de seção fechada têm exatamente a mesma forma que as tensões de cisalhamento produzidas por cisalhamento, ao contrário das

tensões de cisalhamento por cisalhamento e torção em vigas de seção aberta. Em segundo lugar, geralmente não é possível escolher uma origem para s na qual o valor do fluxo de cisalhamento seja conhecido.

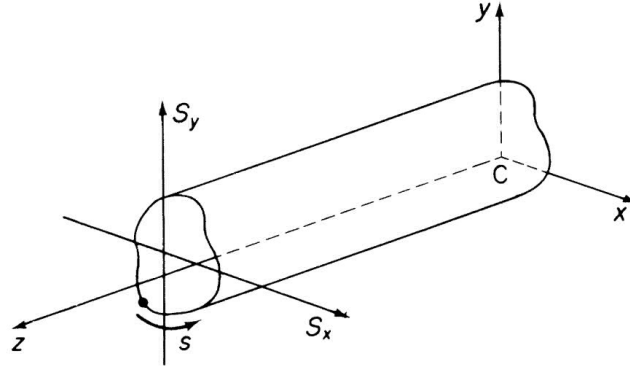


Figura 29 – Cisalhamento de vigas de seção fechada. (MEGSON, 2016)

Considere a viga de seção fechada de seção arbitrária mostrada na figura 29 acima. As cargas de cisalhamento S_x e S_y são aplicadas em qualquer ponto da seção transversal e, em geral, causam tensões de flexão direta e fluxos de cisalhamento relacionados pela equação de equilíbrio descrita abaixo. Assumimos que as tensões de arco e as forças de corpo estão ausentes. Portanto,

$$\frac{\partial q}{\partial s} + t \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = 0 \quad (3.73)$$

A partir desse ponto, a análise é idêntica a de uma viga de seção aberta carregada por cisalhamento, como já apresentado anteriormente, até alcançarmos o estágio de integração.

$$\int_0^s \frac{\partial q}{\partial s} ds = - \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^s tx ds - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^s ty ds \quad (3.74)$$

Suponhamos que escolhemos uma origem para s onde o fluxo de cisalhamento tem o valor desconhecido $q_{s,0}$. A formulação da integração da equação então resultará em:

$$q_s = - \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^s tx ds - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^s ty ds + q_{s,0} \quad (3.75)$$

Pode ser observado que, ao comparar a formulação anterior para seção fechada com a formulação para viga aberta, os dois primeiros termos do lado direito da equação representam a distribuição do fluxo de cisalhamento em uma viga de seção aberta carregada através de seu centro de cisalhamento. Este fato indica um método de solução para uma viga de seção fechada carregada por cisalhamento. Representando esta seção “aberta” ou fluxo de cisalhamento “básico” por q_b , a equação para a seção fechada pode ser escrita em função da seção aberta da seguinte maneira:

$$q_b = q_b + q_{s,0} \quad (3.76)$$

Obtemos q_b supondo que a seção fechada da viga é “cortada” em algum ponto conveniente, produzindo assim uma seção “aberta”. A distribuição do fluxo de cisalhamento (q_b) em torno desta seção aberta é dada por:

$$q_b = - \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^s tx \, ds - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^s ty \, ds \quad (3.77)$$

Como feito anteriormente, o valor do fluxo de cisalhamento no corte $s = 0$ é determinado igualando os momentos aplicados e internos em torno de um ponto central conveniente. Assim:

$$S_x \eta_0 - S_y \xi_0 = \oint pq \, ds = \oint pq_b \, ds + q_{s,0} \oint p \, ds \quad (3.78)$$

onde \oint , denota integração completa em torno da seção transversal.

$$\delta A = \frac{1}{2} p \delta \quad (3.79)$$

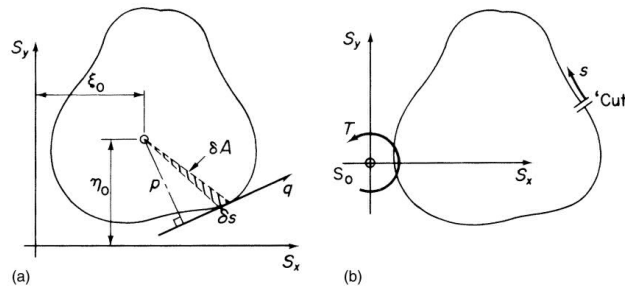


Figura 30 – (a) Determinação de $q_{s,0}$ e (b) Carga equivalente em uma viga de seção “aberta” (MEGSON, 2016)

De modo que, $\oint dA = \frac{1}{2} \oint p \, ds$, teremos:

$$\oint p \, ds = 2A \quad (3.80)$$

onde A é a área delimitada pela linha média da parede da seção da viga. Consequentemente,

$$S_x \eta_0 - S_y \xi_0 = \oint p q_b \, ds + 2A q_{s,0} \quad (3.81)$$

Se o centro do momento for escolhido para coincidir com as linhas de ação de S_x e S_y , então a equação pode ser reduzida a

$$0 = \oint p q_b \, ds + 2A q_{s,0} \quad (3.82)$$

Demonstramos em uma seção subsequente que a aplicação de um torque em uma viga de seção fechada resulta em um fluxo de cisalhamento constante. Nesse contexto, o fluxo de cisalhamento constante $q_{s,0}$ corresponde ao torque, mas tem valores diferentes para diferentes posições do corte, uma vez que as várias vigas de seção aberta correspondentes têm diferentes localizações para seus centros de cisalhamento. Um efeito adicional de cortar a viga é produzir uma estrutura estaticamente determinada, uma vez que os fluxos de cisalhamento q_b são obtidos a partir de considerações de equilíbrio estático. Portanto, uma viga de seção fechada unicelular sujeita a cargas de cisalhamento é isoladamente redundante.

A componente de cisalhamento é o resultado da distribuição de tensões de cisalhamento transversal que age na seção do elemento de análise. Em razão da propriedade complementar de cisalhamento, as tensões de cisalhamento longitudinais associadas também atuarão ao longo dos planos longitudinais da viga, como, por exemplo, um elemento retirado de um ponto interno está submetido a tensões de cisalhamento transversal e longitudinal.

Essas tensões resultam em uma deformação na estrutura devido a essa distribuição na seção transversal. É importante lembrar que, no desenvolvimento da fórmula de flexão, assume-se que as seções permanecem planas. Podemos considerar que a distorção da seção é pequena o suficiente para ser desprezada, embora essa regra seja infringida. Esta consideração é singularmente verdadeira para uma situação de uma viga esbelta, cuja largura é pequena em relação ao seu comprimento, como é o caso da longarina que está sendo analisada neste trabalho.

De acordo com o teorema de Cauchy $\tau_{xz} = \tau_{zx}$, conclui-se que a componente horizontal da tensão de cisalhamento τ_{xz} , em qualquer ponto de uma seção transversal de um perfil com paredes finas, pode ser expressa pela equação a seguir. Essa equação é válida quando as forças são aplicadas em um plano de simetria da seção transversal. Além disso, a seção onde a tensão de cisalhamento será calculada deve ser perpendicular à superfície do corpo estrutural, fornecendo a tensão de cisalhamento na direção tangente a essa superfície. A equação para a tensão de cisalhamento é apresentada abaixo:

$$\tau = \frac{VQ}{It} \quad (3.83)$$

onde V é a força cisalhante, Q é o momento estático da área A em relação à linha neutra, I é o momento de inércia da seção e o t é a largura da seção.

A observação da equação revela que o máximo valor da tensão de cisalhamento está diretamente relacionado ao momento estático. Isso permite compreender o comportamento da distribuição da tensão de cisalhamento na seção, onde seu valor máximo é encontrado na linha neutra, como ilustrado na figura 31 abaixo.

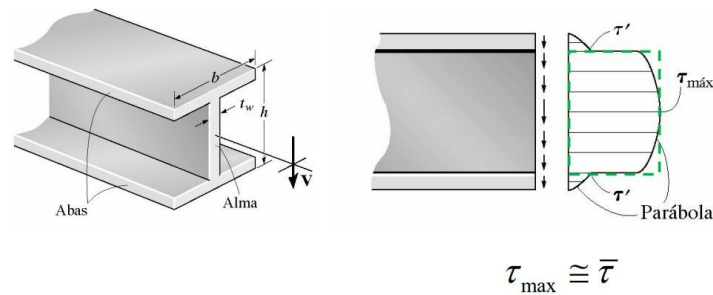


Figura 31 – Distribuição de tensões em um perfil de seção I. (MEGSON, 2016)

3.7 TORÇÃO DE VIGAS

Nesta seção, será estudada, por analogia com uma membrana, a torção de uma estreita faixa retangular. Usaremos os resultados desta análise para investigar a torção de vigas de seção aberta de paredes finas. Primeiramente, no entanto, examinaremos a torção de vigas de seção fechada de paredes finas, uma vez que a teoria para isso se baseia nas relações gerais de tensão, deformação e deslocamento estabelecidas nas seções anteriores.

3.7.1 TORÇÃO DE VIGAS DE SEÇÃO FECHADA

Uma viga de seção fechada submetida a um torque puro T , como mostrado na figura 32 abaixo, não desenvolve, na ausência de uma restrição axial, um sistema de tensões diretas. Isso implica que as condições de equilíbrio são reduzidas para $\frac{\partial q}{\partial s} = 0$ e $\frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = 0$.

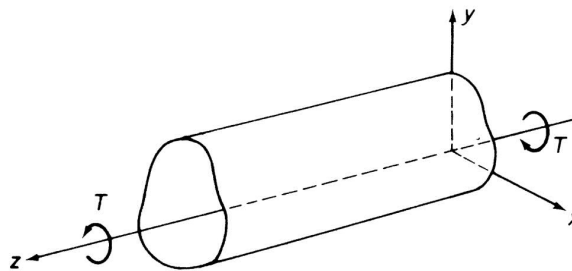


Figura 32 – Torção de uma viga de seção fechada. (MEGSON, 2016)

Essas relações podem ser satisfeitas simultaneamente apenas por um valor constante de q . Deduzimos, portanto, que a aplicação de um torque puro a uma viga de seção fechada resulta no desenvolvimento de um fluxo de cisalhamento constante na parede da viga. No entanto, a tensão de cisalhamento τ pode variar ao longo da seção transversal, pois permitimos que a espessura da parede t seja uma função de s .

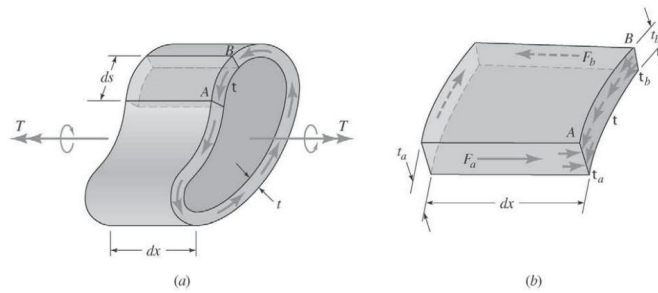


Figura 33 – (a) Tensões cisalhantes no trecho de um tubo de paredes finas sob torção pura; (b) diagrama de corpo livre de um elemento da parede. (UGURAL, 2009)

A relação entre o torque aplicado e esse fluxo de cisalhamento constante é derivada simplesmente considerando o equilíbrio de torção da seção, conforme mostrado na figura 34 abaixo.

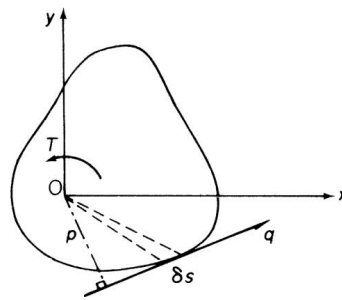


Figura 34 – Determinação da distribuição do fluxo de cisalhamento em uma viga de seção fechada submetida à torção. (MEGSON, 2016)

O torque produzido pelo fluxo de cisalhamento atuando em um elemento δs da parede da viga é $pq\delta s$. Conseqüentemente,

$$T = \oint pq \, ds \quad (3.84)$$

ou, como q é constante e $\oint p \, ds = 2A$

$$T = 2A q \quad (3.85)$$

A teoria da torção de vigas de seção fechada é conhecida como Teoria de Bredt-Batho e a equação acima costuma ser chamada de fórmula de Bredt-Batho.

Assim, sendo A a área fechada limitada pelo perímetro médio, a partir desta expressão, tem-se o fluxo de cisalhamento:

$$q = \frac{T}{2A} \quad (3.86)$$

Sendo $q = t\tau$, teremos, portanto, a tensão de cisalhamento como sendo:

$$\tau = \frac{q}{t} = \frac{T}{2At} \quad (3.87)$$

onde t é a espessura da parede no ponto considerado.

Já o ângulo de torção neste caso, para desenvolver uma relação para o ângulo de torção, considera-se a energia de deformação por cisalhamento $U = \int (\tau^2/2G)dV$ para o elemento e o trabalho realizado pelo torque aplicado por unidade de distância $W = \frac{1}{2}T(\phi/L)$. No caso, $\tau = T/2At$, e para uma distância unitária o volume $dV = t ds$. Assim, igualando-se $W = U$, obtém-se que o ângulo de torção ϕ de um eixo de paredes finas sendo expresso pela equação (MEGSON, 2016):

$$\phi = \frac{TL}{4A^2G} \oint \frac{ds}{dt} \quad (3.88)$$

3.7.2 TORÇÃO DE VIGAS DE SEÇÃO ABERTA

Uma solução aproximada para a torção de uma viga de seção aberta de paredes finas pode ser encontrada aplicando os resultados obtidos para a torção de uma faixa retangular fina. Se tal faixa for dobrada para formar uma viga de seção aberta, como mostrado na figura 35, e se a distância s medida em torno da seção transversal for grande comparada com sua espessura t , então os contornos da membrana, que isto é, as linhas de tensão de cisalhamento ainda são aproximadamente paralelas aos limites interno e externo.

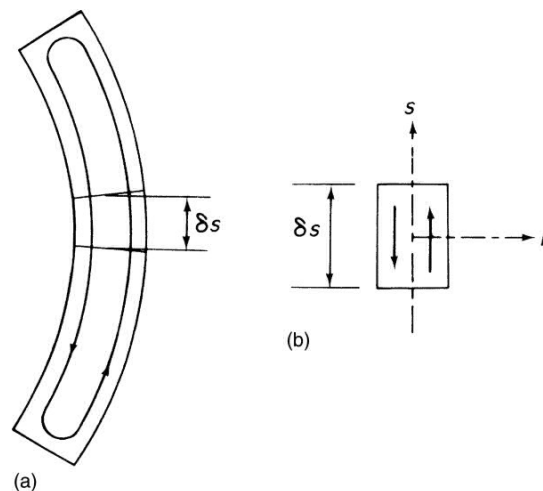


Figura 35 – (a) Linhas de cisalhamento em uma viga de seção aberta de paredes finas sujeita a torção; (b) Aproximação das Linhas de Cisalhamento Elementar às de uma Faixa Retangular Fina

Nesse sentido, as linhas de cisalhamento em um elemento ds da seção aberta devem ser quase as mesmas que aquelas em um elemento dy de uma faixa retangular, conforme demonstrado na figura 35. As equações podem, portanto, ser aplicadas à viga aberta, mas com precisão reduzida. Com referência à ilustração e situação da figura 35 acima:

$$\tau_{zs} = 2Gn \frac{d\theta}{dz}, \quad \tau_{zs} = 0 \quad (3.89)$$

$$\tau_{zs,max} = \pm Gt \frac{d\theta}{dz} \quad (3.90)$$

$$J = \sum \frac{st^3}{3} \text{ ou } J = \frac{1}{3} \int_{secao} t^3 ds \quad (3.91)$$

Na equação anterior, a segunda expressão para a constante de torção é usada se a seção transversal tiver uma espessura de parede variável. Finalmente, a taxa de torção é expressa em termos do torque aplicado pela equação,

$$T = GJ \frac{d\theta}{dz} \quad (3.92)$$

A distribuição da tensão de cisalhamento e a tensão de cisalhamento máxima são algumas vezes mais convenientemente expressas em termos do torque aplicado. Portanto, substituindo $\frac{d\theta}{dz}$ nas equações já expressas teremos:

$$\tau_{zs} = \frac{2n}{J} T, \quad \tau_{zs,max} = \pm \frac{t}{J} T \quad (3.93)$$

Assumimos, na análise de torção de viga aberta, que a seção transversal é mantida pelo sistema de diafragmas pouco espaçados e que a viga é de seção uniforme. Claramente, neste problema, as tensões de cisalhamento variam ao longo da espessura da parede da viga, enquanto outras tensões, como as tensões axiais de restrição, são consideradas constantes ao longo da espessura.

4 METODOLOGIA

Inicialmente, foi investigado o estado da arte, que, em linguagem acadêmica, trata-se de uma pesquisa que faz referência ao estado atual de conhecimento sobre o tema que será o objeto de estudo. Como ponto de partida, foram necessários dados da fabricante, contato com sua representante no Brasil, bem como a participação em fóruns de usuários e construtores do RV-10. Para fundamentação teórica foram utilizados livros, artigos, manuais de construção, normas técnicas e leis de regulamentação.

Na etapa seguinte, foi obtido mais detalhadamente os dados de dimensão, a forma, a geometria, as condições de voo, o comportamento aerodinâmico e os carregamentos sofridos na operação do RV-10. Neste contexto, foi possível entender o comportamento das longarinas propostas para análise estrutural.

Foi adotado o critério de etapas, desde a busca da normatização até a construção das longarinas em elementos finitos, para a análise. A determinação das cargas, dos fatores, das distribuições de sustentação, da inércia e toda a análise analítica foi realizada com o auxílio do software Matlab, enquanto a análise numérica estrutural foi auxiliada pelo software Ansys Mechanical.

Com essa análise realizada, os resultados obtidos foram contrapostos com as propriedades mecânicas do material e os critérios normatizados, a fim de entender a validação ou não dos modelos e as dimensões das longarinas apresentadas, assim como os critérios de segurança atualmente utilizados e que podem ser associados.

4.1 OBJETO DE ESTUDO: LONGARINA DA ASA

Uma asa de aeronave está sujeita a diversas cargas, principalmente a sustentação, cargas inerciais, estruturais, não estruturais e outras cargas aerodinâmicas. A principal componente responsável por suportar essas cargas são as longarinas. As longarinas são vigas resistentes que percorrem ao longo da asa e são responsáveis por carregar os momentos devido à distribuição da sustentação ao longo da envergadura.

As asas de aeronaves são engastadas na raiz à fuselagem, e suas longarinas correm paralelamente ao eixo lateral da fuselagem em direção à ponta da asa. Geralmente, as longarinas são presas à fuselagem por meio de encaixes de asa, vigas planas ou uma estrutura em treliça. Com isso, as longarinas podem ser consideradas como vigas em balanço para fins de análise, sendo que as distribuições de pressão e cisalhamento em cada seção do aerofólio são transmitidas para as longarinas pela pele da asa e pelas nervuras. As nervuras também têm a função de manter a forma do aerofólio e, junto com a pele e as longarinas, formam caixas e tubos que resistem à torção da asa.

As longarinas podem ser construídas de metal, madeira ou compostos, dependendo dos critérios de construção de uma aeronave específica. No caso do RV-10, a aeronave objeto de nosso estudo, é utilizado o Al 2024-T3.

A longarina da aeronave é considerada como um cantilever, com uma distribuição de carga diminuída da raiz à ponta. Essa diminuição é a mesma independentemente da seção transversal, seja retangular, em formato de I ou de C, que são as seções objetos de nossa análise (PERINI, 2012).

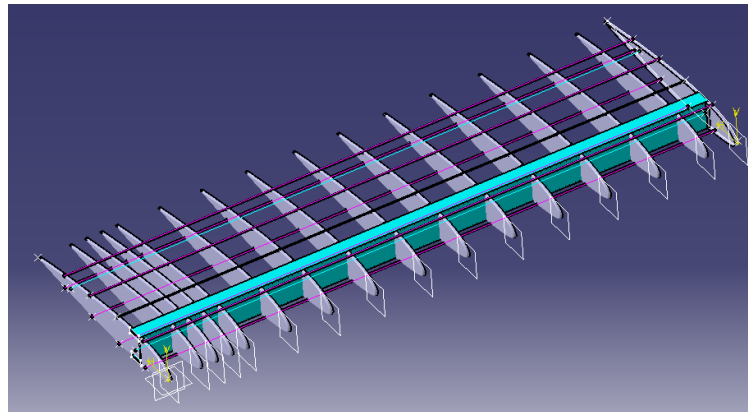


Figura 36 – Longarina em destaque na representação do CAD confeccionado no CATIA

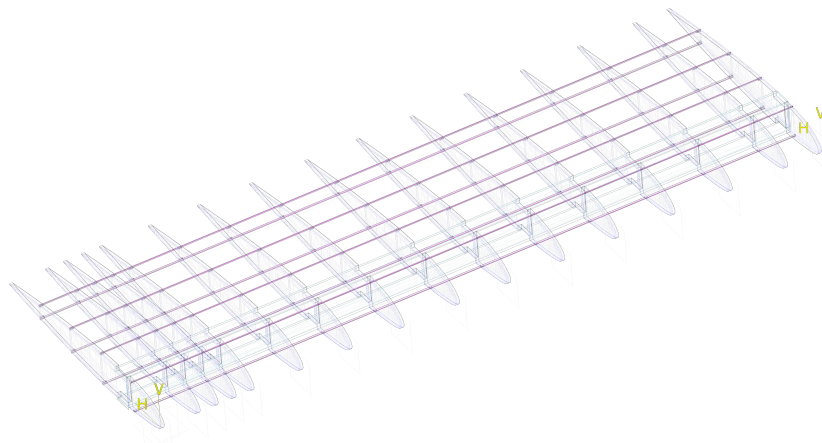


Figura 37 – Representação do CAD confeccionado no CATIA

A principal diferença, para efeitos dos cálculos, reside nos formatos das seções da longarina, sendo elas de seção fechada e aberta, enquadrando-se, portanto, em situações e equações divergentes. Outra diferença importante para os cálculos entre as diferentes seções da longarina propostas é o momento de inércia associado a cada seção.

Serão apresentadas abaixo, portanto, as três seções de longarina que serão propostas neste presente trabalho, assim como todas as características associadas a cada seção transversal com as dimensões escolhidas para efeito de comparação:

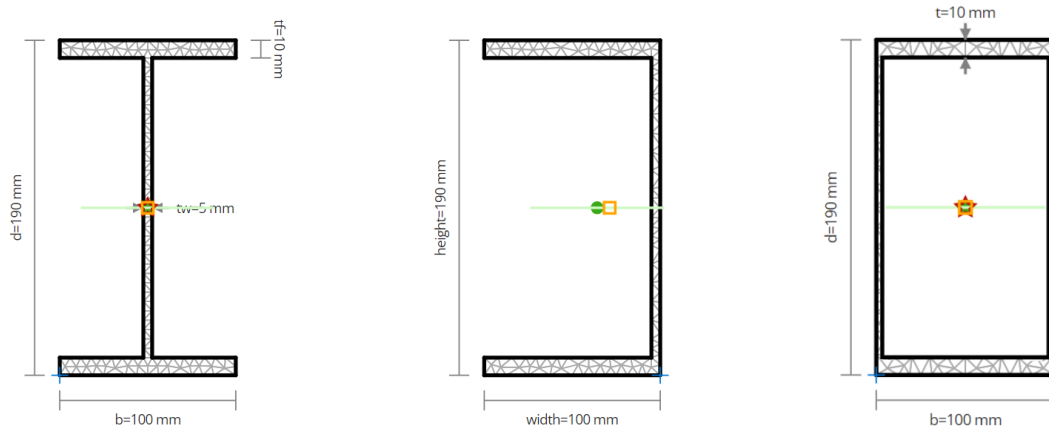


Figura 38 – Seções transversais da longarina proposta para análise

Tabela 5 – Especificações das 3 seções da longarina

	Seção “I”	Seção “C”	Seção Retangular
Altura (d)	190 mm	190 mm	190 mm
Espessura (tw)	5 mm	5 mm	2,5 mm
Espessura (tf)	10 mm	10 mm	10 mm
Largura (b)	100 mm	100 mm	100 mm
Área da Seção (A)	2850 mm ²	2850 mm ²	2850 mm ²
Distância <i>y</i> linha neutra	95 mm	95 mm	95 mm
Momento de Inércia (I_{xx})	18.263.800 mm ⁴	18.263.800 mm ⁴	18.263.800 mm ⁴
Momento de Inércia (I_{yy})	1.668.440 mm ⁴	3.014.270 mm ⁴	3.687.190 mm ⁴
Comprimento da Longarina	3557 mm	3557 mm	3557 mm
Densidade da Longarina	2,78 g/cm ³	2,78 g/cm ³	2,78 g/cm ³
St Venant Torsion Constant	70.061,4 mm ⁴	69.597,9 mm ⁴	13.204.400 mm ⁴

Os componentes de montagem e estruturação da asa da aeronave são construídos com a liga de alumínio Al 2024-T3. Material conhecido por sua alta resistência mecânica, moderada resistência à corrosão, média conformabilidade mecânica e boa usinabilidade.

Devido a essas propriedades, o Al 2024-T3 é amplamente utilizado em peças da indústria aeroespacial, veículos e máquinas que estão sujeitos a altas tensões, além de ser ideal para peças forjadas que demandam alta resistência. Portanto, é um excelente material para compor a estrutura da asa da aeronave.

A liga Al 2024 está disponível em uma ampla variedade de formas e temperamentos. Suas propriedades variam significativamente com o temperamento, sendo que as têmperas do tipo T3 e T4 se destacam pela alta tenacidade. Essa liga possui excelentes propriedades e resistência à fluência em temperaturas elevadas, o que é essencial para aplicações aeroespaciais (DEFENSE, 2003). Abaixo estão algumas das propriedades da liga Al 2024-T3 (ASM, MATWEB, 2024):

Tabela 6 – Propriedades mecânicas da liga Al 2024-T3

Propriedades mecânicas da liga Al 2024-T3	
Densidade	2,78 g/cm ³
Modulo de Elasticidade	73,1 GPa
Limite de resistência	483 MPa
Limite de escoamento	345 MPa
Têmpera	T3

Com base nas características e propriedades do material, é possível realizar a análise estrutural do componente objeto de estudo. Essas propriedades permitem determinar se o elemento estrutural é adequado ou não. No nosso caso, é possível verificar se a longarina está bem dimensionada e se o tipo de material pode ser realmente utilizado.

Conforme mencionado, a liga de alumínio é amplamente utilizada na indústria aeroespacial devido às características de alta resistência atrelada ao baixo peso. Os requisitos de projeto frequentemente demandam estruturas que sejam leves e robustas, capazes de resistir tanto às cargas mecânicas e dinâmicas quanto à corrosão e outros efeitos ambientais. Essas características são complementadas por um custo competitivo, facilidade de fabricação e consistência na oferta e fornecimento (MEGSON, 2013).

Ressalta-se que os materiais metálicos falham ao alcançarem o limite de escoamento, quando saem da região de deformação plástica. No entanto, em situações mais complexas que envolvem estado de tensão triaxial, os critérios utilizados para prever a falha do elemento estrutural não são consensuais, sendo necessário a utilização das teorias, que no caso das ligas metálicas, o mecanismo de falha está associado ao de materiais dúcteis.

Sendo assim, as teorias que são recorrentes no estudo dessas análises são as de Tresca e de Von Mises. A de Tresca é mais conservadora, enquanto a de Von Mises aceita tensões um pouco maiores, denominadas tensões equivalentes (MISES, 1913). As equações de Tresca e de Von Mises estão expostas a seguir, respectivamente:

$$\sigma_{Tresca} = \sigma_1 - \sigma_3 \quad (4.1)$$

$$\sigma_{VonMises} = \sqrt{\frac{1}{2} [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} \quad (4.2)$$

Outrossim, temos o critério da máxima deformação proposto por Saint-Venant, baseado na ideia de que o valor ϵ_{max} é responsável pela ruptura do material. Abaixo é exemplificado as variações de tensões de cisalhamento para as diferentes seções.

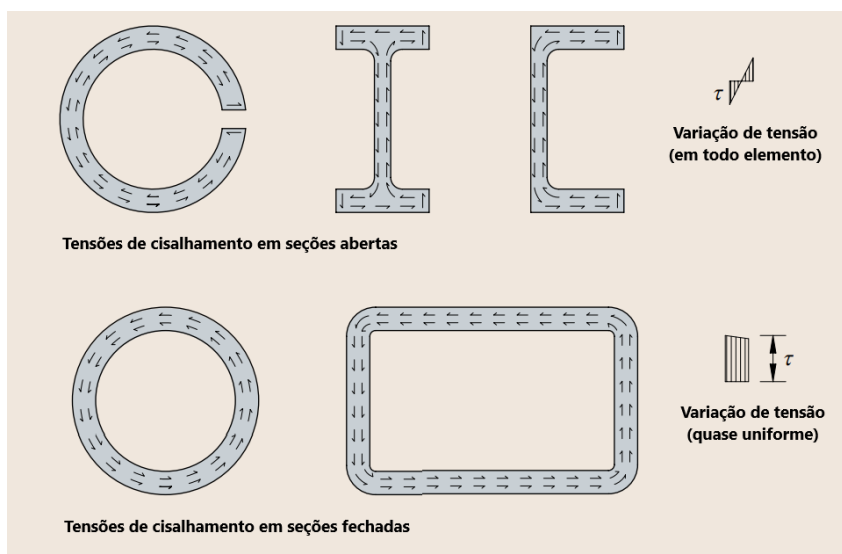


Figura 39 – Variações das tensões de cisalhamento St Venant (HUGHES, 2011)

Atreladas à longarina, as nervuras desempenham papel essencial em nosso estudo. Além de conferir forma ao perfil aerodinâmico, elas têm a função de suportar as cargas de torção na asa e de transferir as cargas aerodinâmicas de forma concentrada para a longarina.

Para os cálculos estruturais da longarina a ser estudada, é necessário conhecer as localizações das nervuras. No RV-10, são adotadas multi-nervuras, totalizando 15 ao todo, todas feitas do mesmo material da longarina, liga Al 2024-T3.

A posição da longarina é determinada pela especificação do aerofólio escolhido e sua distribuição de pressão. Tipicamente, o ponto de máxima pressão determina a localização da longarina dianteira. O aerofólio selecionado é o NACA 23013.5. De acordo com esta distribuição de pressão do aerofólio, o ponto de pressão máxima varia de 20 a 35% do comprimento da corda. Para este estudo, é feita a suposição de 25% do comprimento da corda. No RV-10, o comprimento da corda é aproximadamente 1,422 m, o que coloca o ponto de maior pressão a cerca de 0,356 m a partir do bordo de ataque.

4.2 CÁLCULOS ESTRUTURAIS ANALÍTICOS

As forças e cargas atuantes ao longo da envergadura da asa desenvolvem uma força de cisalhamento interna, denominada força cortante, e um momento fletor que varia ao longo da envergadura. Como é de suma importância conhecer a força de cisalhamento máxima e, conseqüentemente, o momento fletor máximo para a obtenção das tensões atuantes na longarina da asa, torna-se necessária a determinação da força cortante e do momento ao longo do eixo da longarina.

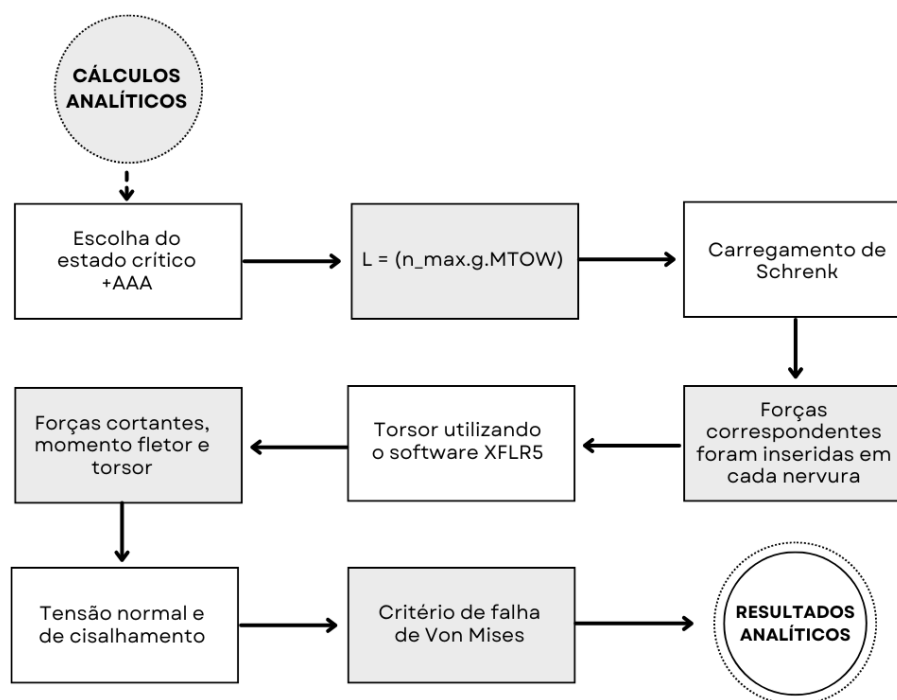


Figura 40 – Fluxograma para os cálculos estruturais analíticos

Com isso, essas expressões podem ser representadas em gráficos comumente chamados de diagramas de força cortante e momento fletor. Esses dados são de grande importância na determinação da geometria e do material da estrutura que será utilizada.

No contexto de uma situação crítica de voo, foram feitas algumas considerações ao estado de +AAA, conforme mostrado na Figura 17, apresentada na fundamentação teórica. Para essa situação de voo foi considerado: $L = (n_{max} g MTOW)$, no qual n_{max} é o fator de carga, g é a gravidade e $MTOW$ o máximo peso máximo de decolagem.

Além disso, como explicitado anteriormente, as posições das nervuras funcionarão como concentradores de forças. No método de carregamento de Schrenk, a força correspondente será inserida em cada nervura. Os carregamentos aerodinâmicos, os carregamentos por inércia e o carregamento líquido total, que será nosso foco de interesse, serão discutidos no capítulo a seguir.

Outra consideração que será feita, buscando uma análise estrutural mais segura, é que todas as cargas totais líquidas atuantes na envergadura serão transferidas para a longarina pelas nervuras. Em projetos convencionais, as cargas atuantes em cada componente da asa são obtidas por experimentos; porém, a longarina desempenha um papel quase integral na resistência a essas cargas.

Na análise, observa-se que, por se tratar de uma longarina localizada em um aerofólio, existe também uma reação do momento de torção causado pelo perfil aerodinâmico NACA 23013.5.

Como apresentado na seção 2.2.2, a longarina está localizada a 25% da corda aerodinâmica. Para encontrar o valor do momento neste ponto, foi utilizado o software XFLR5 para determinar o valor máximo de x_{cp} . Com isso, foi possível obter o momento de torção na longarina.

Com os dados de todas as forças cortantes, momento fletor e torsor, foi possível determinar os valores de tensão normal, tensão por cisalhamento devido à força cortante e à torção. Vale ressaltar que a seção fechada difere da teoria da seção aberta. Todos os cálculos analíticos e a geração dos gráficos correspondentes foram realizados pelas rotinas em Matlab, presentes no apêndice deste trabalho. Após realizar todos os cálculos de esforço, foi aplicado o critério de falha de Von Mises para compreender o comportamento de falha das longarinas, concluindo com a comparação entre as seções transversais.

4.3 ANÁLISE NUMÉRICA

A análise por de Método de Elementos Finitos (MEF) é aplicada em sua maior parte para análise estrutural de problemas de engenharia regidos por equações diferenciais ordinárias ou parciais. Isso ocorre devido à complexidade das geometrias envolvidas, que muitas vezes não permitem uma solução analítica viável.

A variedade de condições de contorno, diferentes elementos estruturais, variações na geometria, carregamentos e a diversidade de materiais com propriedades distintas que compõem o elemento em estudo tornam o método de elementos finitos fundamental em análises estruturais (LOGAN, 2007).

Segundo (LOGAN, 2007), o MEF valores aproximados das incógnitas em pontos discretos ao longo do contínuo. Inicialmente, o processo parte de um corpo contínuo e o divide em um conjunto de pequenos elementos finitos, de quantidade finita, de modo que cada elemento permaneça conectado aos demais por nós, o que é chamado de discretização. Cada um desses elementos contribui para a formação das matrizes de deslocamento, carregamento e rigidez. Em vez de resolver o problema para o corpo inteiro em uma única operação, as equações são resolvidas para cada elemento finito individualmente e, em seguida, combinadas para obter a solução para o corpo inteiro. Com base nas aproximações feitas em cada elemento, é possível descrever o problema de forma linear, cuja solução fornece os deslocamentos em cada nó, possibilitando a determinação das tensões e deformações correspondentes para cada elemento finito.

Na análise linear, considera-se que os deslocamentos causados pelas cargas externas são muito pequenos em comparação com as dimensões dos componentes da estrutura. Portanto, a relação entre tensão e deformação dos materiais ocorre de forma linear, e os deslocamentos nodais são infinitesimais, seguindo a lei da elasticidade de Hooke. (AZEVEDO, 2003).

No mesmo contexto, a não linearidade é considerada quando ocorrem mudanças significativas na geometria durante o deslocamento do material ou em materiais que não seguem a lei de Hooke. (AZEVEDO, 2003).

As análises estruturais no geral, são dinâmicas, ocorrendo, portanto, ações das forças de inércia associadas às acelerações a cada um dos seus componentes. Por outro lado, em muitas situações é possível considerar que as ações são aplicadas de modo cadenciado, tornando desprezáveis as forças de inércia. Com isso, a análise estática considera problemas em que se supõem válidas as simplificações inerentes a essa análise (AZEVEDO, 2003).

Essa última análise baseia-se principalmente na obtenção das tensões e deslocamentos, e se caracteriza pela aplicação de carregamentos de forma constante ao longo do tempo, desprezando os efeitos de inércia.

4.3.1 CONDIÇÕES DE CONTORNO

As condições de contorno são as restrições às quais a análise está sujeita. Neste trabalho, considerou-se a fixação da asa na fuselagem como um apoio engastado. No projeto da longarina proposta, assume-se que este componente se estende por toda a envergadura da asa, sendo os primeiros 0,2040 m associados à fixação da longarina na mesa de apoio da fuselagem por meio de um suporte fixo, impedindo assim sua rotação e translação nesse ponto.

Para garantir que as condições de flexão pura sejam atendidas, foram desconsiderados o torque gerado na longarina e qualquer força normal que possa agir sobre ela, devido ao grande ângulo de ataque na situação crítica de voo, que é nosso foco de interesse. Isso resulta em uma aproximação dos pontos de centro de gravidade e centro aerodinâmico.

As cargas calculadas pelo método analítico foram aplicadas como cargas concentradas em cada nervura ao longo da envergadura correspondente. Assim, determinou-se a região de influência de cada nervura encontrando o centro da distância entre elas e correlacionando esses centros. Portanto, assume-se que toda a carga gerada nessa região é transferida para a longarina.

A longarina, por sua vez, foi dividida em 15 elementos e 15 nervuras. Como referência à parte engastada, a primeira nervura está a 0,204 m do início da longarina, se estendendo até a ponta da longarina com a 15ª nervura.

Na criação da malha, a atenção foi direcionada à região do engaste, onde são esperados os máximos de cisalhamento e tensão de flexão. Por isso, na região do engaste, foi implementado um refinamento da malha para obter resultados mais precisos.

Tabela 7 – Posição das nervuras onde serão inseridas as cargas concentradas obtidas na análise analítica

Nervura	Distância (m)
1	0,2040
2	0,3063
3	0,4085
4	0,5108
5	0,7895
6	1,0682
7	1,3642
8	1,6790
9	1,9708
10	2,2775
11	2,5843
12	2,9048
13	3,2300
14	3,5451
15	3,7610

4.3.2 MALHA COMPUTACIONAL

A utilização da análise por elementos finitos permite uma compreensão detalhada do comportamento da longarina sob diferentes condições de carga, como forças aerodinâmicas, cargas de manobra, pressões e impactos. Essa metodologia computacional divide a longarina em elementos menores, possibilitando a modelagem precisa de sua geometria complexa e a simulação de como ela reage às diferentes forças que atuam sobre ela.

O método dos elementos finitos sugere a substituição de um número infinito de variáveis desconhecidas por um número limitado de elementos com comportamento claramente definido, levando em conta as condições de contorno. Esses elementos podem ter diferentes formas, como triangular, quadrilateral, entre outras, dependendo do tipo e das dimensões do problema (ESSS, 2016).

Esses elementos podem se manifestar em várias formas, como: hexaédrico, tetraédrico, poliédrico e outros, conciliando com a característica e tamanho do objeto de estudo. Por serem elementos de dimensões finitas, são denominados “elementos finitos”, termo que dá nome ao método.

A malha de elementos hexaédricos se destaca por sua baixa difusão numérica, mas é notavelmente difícil de ser criada para geometrias complexas. Por outro lado, as malhas de elementos tetraédricos têm a vantagem de ser altamente adaptáveis a várias configurações de domínio, mas apresentam alta difusão numérica, o que pode resultar em erros. Por fim, as malhas de elementos pentagonais possuem uma boa representação de formas complexas e uma redução do número de elementos. Entretanto, apresentam maior

complexidade matemática, propriedades de convergência menos previsíveis e limitações de compatibilidade.

Para a longarina serão utilizados elementos hexaédricos e para as nervuras serão utilizados elementos tetraédricos. Em busca de elementos que atendam o objeto de estudo e que traga uma maior precisão, foi utilizado o “*Sizing*” do “*Mesh*” para refinamento e inserção do tipo de elemento. Abaixo, é apresentada uma representação dos tipos de elementos utilizados:

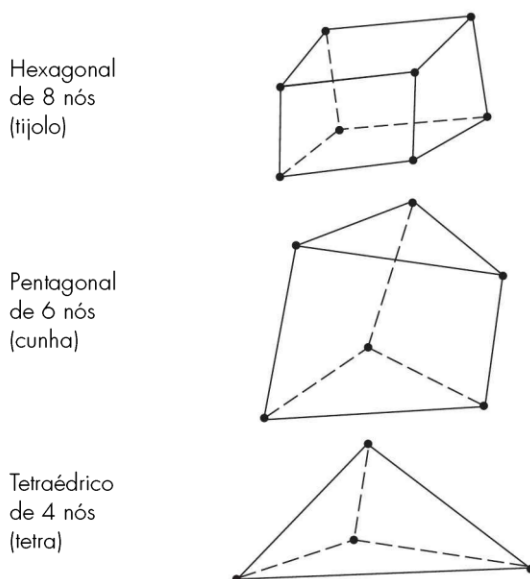


Figura 41 – Tipos de elementos que são geralmente utilizados para geração de malha computacional (BUDYNAS, 2011)

Os elementos finitos se conectam por pontos chamados nós, formando assim a malha. Essa subdivisão da geometria implica que as equações matemáticas que governam o comportamento físico não são resolvidas de maneira exata, mas sim aproximadas por este método numérico.

A precisão do Método dos Elementos Finitos (MEF) é determinada pela quantidade, tamanho, tipo dos elementos utilizados e pela qualidade da malha. Geralmente, quanto menores os elementos e maior o número deles em uma malha específica, maior será a precisão nos resultados da análise. No entanto, um refinamento que garanta alto grau de confiança exigirá considerável poder computacional, especialmente em análises mais complexas.

5 RESULTADOS

Na referido capítulo, serão apresentados todos os resultados obtidos. Inicialmente, são mostradas as cargas aerodinâmicas calculadas de acordo com os modelos teóricos apresentados na [Seção 3.3](#). Em seguida, são apresentadas as cargas devidas à inércia.

Os esforços na longarina resultam em momentos de flexão e torção, os quais foram analisados neste trabalho. A comparação foi realizada tanto em análises analíticas quanto numéricas para diferentes modelos de longarina.

5.1 CARREGAMENTO AERODINÂMICO PELO MÉTODO DE SCHRENK

Foi realizada uma comparação entre a distribuição pelo método de Schrenk e as distribuições trapezoidal e elíptica. Como a forma da asa do RV-10 é retangular, a componente trapezoidal se converte em retangular.

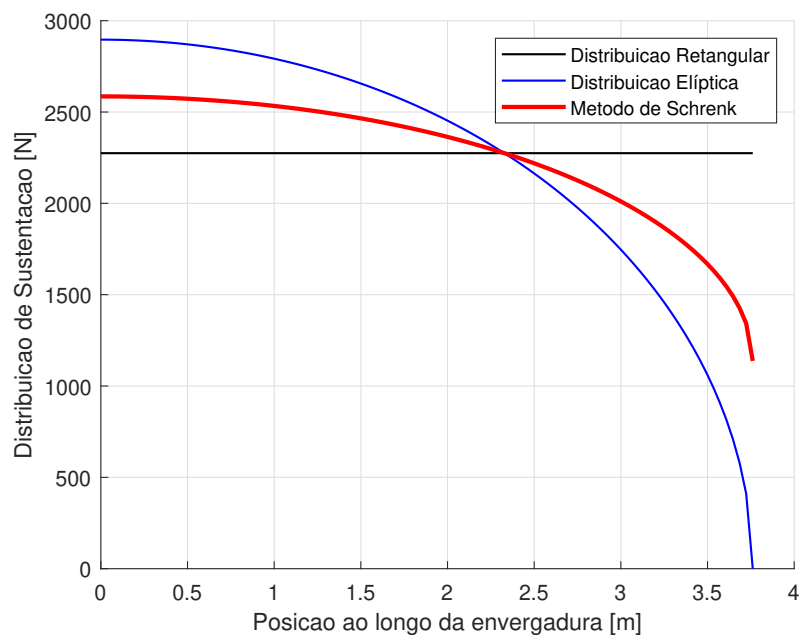


Figura 42 – Gráfico comparativo das distribuições de Schrenk, retangular e elíptica ao longo da envergadura

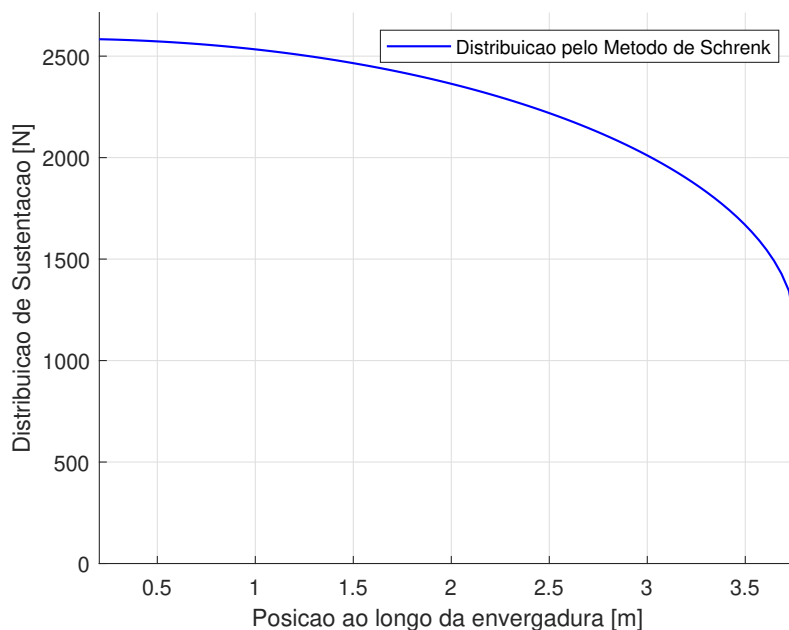


Figura 43 – Distribuição de Schrenk ao longo da envergadura

Como pode ser observado nos gráficos das figuras acima, a distribuição pelo método de Schrenk representa uma média entre as distribuições trapezoidal e elíptica. Em seguida, são apresentados os carregamentos, esforços cortantes e momentos fletor obtidos por Schrenk.

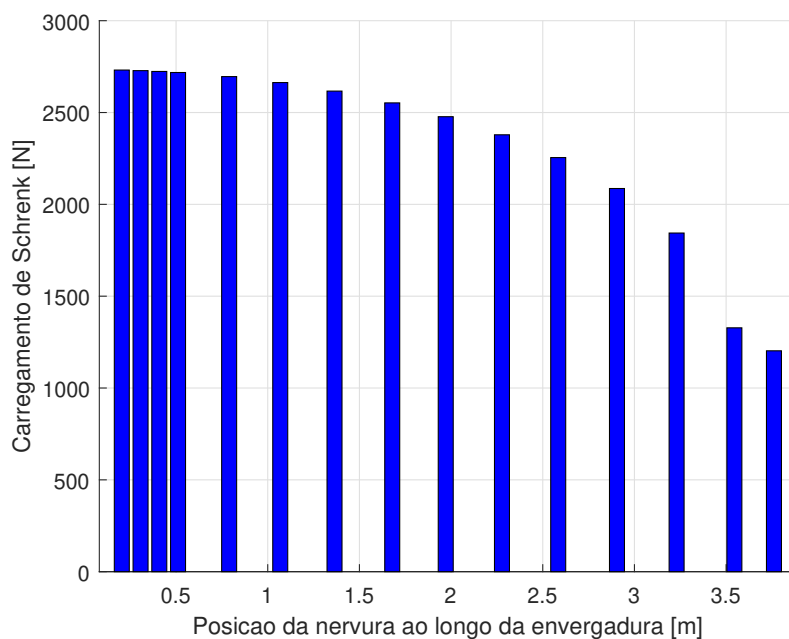


Figura 44 – Distribuição das cargas de Schrenk ao longo da envergadura

Portanto, pode ser observado que o carregamento possui uma maior parcela em seu engaste. Consequentemente, os esforços cortantes e momentos fletor também alcançarão seus máximos no engaste da longarina.

5.2 CARREGAMENTO POR INERCIA AO LONGO DA LONGARINA

Para consideração do efeito de inércia atuante no objeto de estudo, foi considerado as massas do combustível e da longarina. Sendo assim, foi considerada de forma simplificada que cada asa comporta 1/4 do combustível total da aeronave, distribuída uniformemente ao longo da envergadura da asa. Outrossim, o peso da longarina (maior peso) distribuída como massas concentradas. Como detalhado e mostrado no Anexo de rotinas do Matlab, para o cálculo foi considerado a capacidade de 227,13 litros da aeronave e a densidade do combustível de 0.72 kg/l.

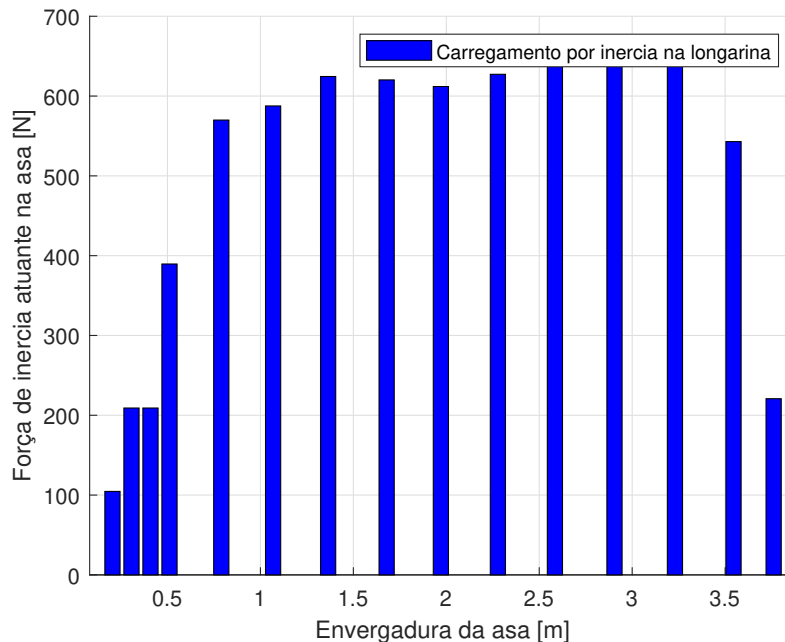


Figura 45 – Distribuição das cargas de inércia ao longo da envergadura

5.3 CARGAS TOTAIS AO LONGO DA LONGARINA

Por fim, o carregamento líquido total a ser considerado foi obtido. É importante salientar que as forças de sustentação e inércia são opostas. Assim como nos métodos de carregamento anteriores, serão apresentados a seguir os carregamentos líquidos ao longo da longarina, os esforços cortantes e os momentos de flexão. Conseqüentemente, foi possível obter as cargas líquidas em cada nervura, o cortante máximo e o momento de flexão máximo.

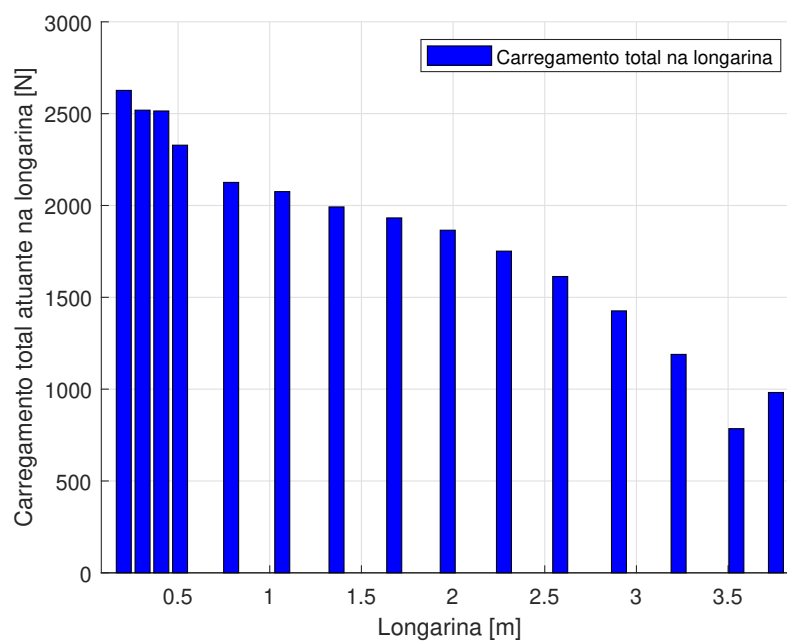


Figura 46 – Carregamento total ao longo da envergadura

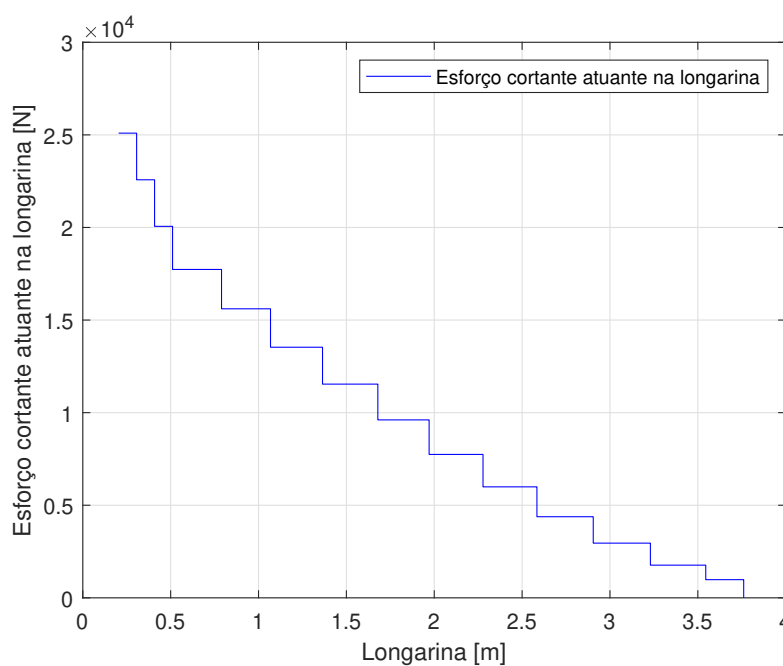


Figura 47 – Cortante total ao longo da envergadura

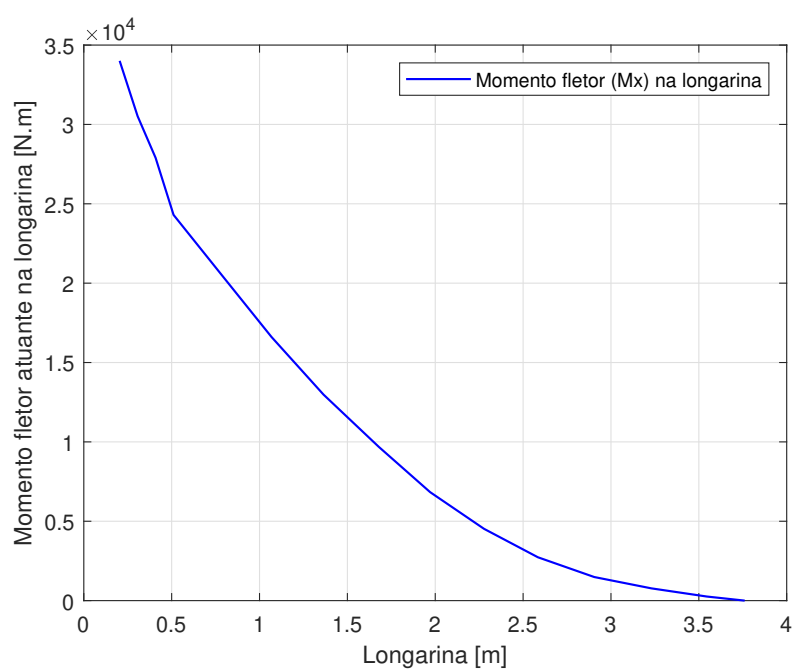


Figura 48 – Momento fletor total ao longo da envergadura

Tabela 8 – Cargas totais líquidas em cada nervura ao longo da envergadura

Nervura	Distância (m)	Carregamento (N)
1	0,2040	2626
2	0,3063	2519
3	0,4085	2514
4	0,5108	2328
5	0,7895	2125
6	1,0682	2075
7	1,3642	1992
8	1,6790	1932
9	1,9708	1865
10	2,2775	1751
11	2,5843	1613
12	2,9048	1426
13	3,2300	1189
14	3,5451	784
15	3,7610	981

Tabela 9 – Esforço cortante máximo, e momento fletor máximo considerando a região do engaste

Máximo: Cortante e Momento Fletor	
V_{max}	25099 N
$M_{x,max}$	34018 N.m

Em voo, considerando o NACA 23013.5, o maior x_{cp} para ângulo de ataque de 18° encontrado foi de 0,26c, conforme mostrado no [Apêndice B](#) deste trabalho. Com isso, tem-se:

$$M'_{c/4} = -394,18 \text{ N.m} \quad (5.1)$$

Considerando a fundamentação apresentada na [Seção 3.5](#) e as equações para encontrar os valores de tensão normal em torno do eixo neutro para as três seções propostas:

Tabela 10 – Tensão normal em torno do eixo neutro para as 3 seções propostas.

Tensão normal em torno do eixo neutro	
$\sigma_{max,Retangular}$	176,95 MPa
$\sigma_{max,I}$	176,95 MPa
$\sigma_{max,C}$	176,95 MPa

Já considerando a fundamentação exposta na [Seção 3.6](#) e suas equações, foram obtidos os valores de tensão de cisalhamento para as três seções propostas:

Tabela 11 – Tensão cisalhante para as 3 seções propostas

Tensão cisalhante pelo cortante	
$\tau_{max,Retangular}$	29,70 MPa
$\tau_{max,I}$	29,70 MPa
$\tau_{max,C}$	29,70 MPa

Por fim, a fundamentação mostrada na [Seção 3.7](#) e suas equações possibilitam a obtenção dos valores de tensão devido ao momento torsor para as três seções propostas. Vale lembrar que a torção representa a contribuição das forças aerodinâmicas em relação à localização onde a longarina está inserida, conforme mostrado na [Seção 3.4](#):

Tabela 12 – Tensão pelo momento torsor para as 3 seções propostas

Tensão pelo momento torsor	
$\tau_{max,Retangular}$	$\pm 4,49$ MPa
$\tau_{max,I}$	$\pm 54,80$ MPa
$\tau_{max,C}$	$\pm 55,54$ MPa

Com isso, foram obtidos todos os esforços e tensões impostos à longarina. Validar a estrutura é uma etapa importante para verificar se o elemento sólido resistirá às deformações sofridas. Como a longarina é feita de Alumínio, AI 2024-T3, o método de Von Mises foi utilizado para análise de falha por se tratar de um material dúctil, baseando-se na energia de distorção do material.

Vale ressaltar que, na obtenção dos valores de cargas e esforços, conforme detalhado na [Seção 3.2.2](#), já está sendo considerado o número crítico último, com um fator de segurança de 1,5 conforme requerido pela normatização, $n_{crit} = 5,7G$. Para validação da

longarina, como discutido anteriormente, o ponto crítico será o engaste, pois é onde ocorre a máxima carga combinada. No critério de Von Mises, portanto, a tensão de cisalhamento devido à carga de sustentação é somada à tensão devido ao momento torsor:

$$\sigma_{max,min} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2} \quad (5.2)$$

Aplicando a formulação de estado plano de tensões, obtemos os seguintes valores de tensões máximas e mínimas para cada seção transversal:

Tabela 13 – Tensões máximas e mínimas para cada seção transversal

Tensões máximas e mínimas para cada seção transversal			
	Retangular	“I”	“C”
σ_{max}	183,33 MPa	210,82 MPa	211,34 MPa
σ_{min}	-6,38 MPa	-33,87 MPa	-34,38 MPa

Como pode ser observado na tabela 13, as tensões máximas e mínimas na seção retangular são inferiores em comparação com as demais seções.

Podemos validar isso utilizando a formulação de Von Mises para cada seção transversal. Com isso, a validação estrutural das longarinas foi obtida através da rotina em Matlab, conforme anexo, considerando a resistência à tração do material de 483 MPa.

Tabela 14 – Tensões equivalentes de Von Mises, para cada seção transversal

Tensões equivalentes de Von Mises, para cada seção transversal			
	Retangular	“I”	“C”
$\sigma_{VonMises}$	186,60 MPa	229,64 MPa	230,46 MPa

Assim, para essa situação crítica de voo, todas as seções transversais satisfazem o critério de falha de Von Mises. Entretanto, em uma situação de voo de um maior x_{cp} , como podemos ver no [Apêndice B](#), com o ângulo de ataque em 0° ocasionaria em um $x_{cp} = 0,33c$. Essa situação resultaria em um torsor de $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m. Outrossim, esse valor de torsor resultaria nas tensões abaixo:

Tabela 15 – Tensão pelo momento torsor para as 3 seções com $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m

Tensão pelo momento torsor no ângulo de ataque 0°	
$\tau_{max,Retangular}$	$\pm 35,94$ MPa
$\tau_{max,I}$	$\pm 438,42$ MPa
$\tau_{max,C}$	$\pm 444,37$ MPa

Conseqüentemente, tem-se também os novos valores para o critério de Von Mises:

Tabela 16 – Tensões equivalentes de Von Mises com ângulo de ataque de 0°

Tensões equivalentes de Von Mises com ângulo de ataque de 0°			
	Retangular	“I”	“C”
$\sigma_{VonMises}$	210,32 MPa	829,90 MPa	839,97 MPa

Sendo assim, como era esperado, as seções abertas possuem excelente resistência às tensões normais; no entanto, quando considerada a tensão de torção mais elevada, as seções abertas sofrem devido à variação de tensão ao longo da seção. A [figura 39](#) apresentada na [Seção 4.1](#) ilustra o comportamento dessa variação de tensão, mostrando que as seções abertas são mais propensas à falha estrutural. Por outro lado, a tensão na seção retangular fechada apresentou pouca variação segundo o critério de Von Mises.

A eficácia muito maior das seções fechadas em relação à torção pode ser observada ao comparar os padrões de tensões de cisalhamento em seções abertas e fechadas, conforme ilustrado na [figura 39](#). Para a seção fechada, todas as tensões de cisalhamento estão na mesma direção de rotação, maximizando assim seu efeito. Nas seções abertas, as tensões de cisalhamento estão em direções e faces opostas, sendo muito menos eficientes em fornecer resistência à torção.

As seções transversais de uma barra circular ou de uma seção oca circular permanecem planas como resultado da torção uniforme, enquanto todas as outras seções, como as analisadas neste trabalho, sofrem empenamento da seção transversal, dependendo da geometria específica. O empenamento de seções sólidas e ocas geralmente é muito pequeno e pode ser desprezado. No entanto, o empenamento de seções abertas de flange duplo, como as seções em formato de I e C, é muito mais significativo.

TIPO DE SEÇÃO	FORMATO	ST VENANT	AVISO
Seções ocas retangulares e elípticas		✓	✗
Seções laminadas e fabricadas com flange duplo		✓	✓

✓ = Significativo ✗ = Insignificante

Figura 49 – Relevância da torção de St Venant e do empenamento para diferentes tipos de seção. Adaptado de ([HUGHES, 2011](#))

Um outro componente importante é o peso estrutural da longarina, devido à economia na construção e no uso de materiais, além de ser um princípio fundamental na aviação quando se considera o peso. Como as seções propostas para análise possuem intencionalmente a mesma área, todas as seções resulta em um peso de 29,8 Kg.

Como discutido anteriormente, a vantagem do limite estrutural da longarina de seção retangular é superior às outras seções transversais. Diante disso, considerando a teoria e suas formulações, foi proposto novas dimensões para a seção retangular visando

uma variação mínima no momento de inércia e na área definida pelo perímetro médio. Esse aprimoramento tem como principal objetivo otimizar a relação peso-desempenho, assegurando, ao mesmo tempo, que o limite estrutural permaneça satisfatório.

Tabela 17 – Especificações da seção retangular da longarina aprimorada

Seção da longarina retangular aprimorada	
Altura (d)	190 mm
Espessura (tw)	1 mm
Espessura (tf)	8 mm
Largura (b)	100 mm
Área da Seção (A)	1948 mm ²
Distância y linha neutra	95 mm
Momento de Inércia (I_{xx})	14.136.100 mm ⁴
Momento de Inércia (I_{yy})	2.186.050 mm ⁴

Com as novas dimensões da seção retangular, obtêm-se, portanto:

Tabela 18 – Tensões da seção retangular aprimorada

Tensões da seção retangular aprimorada	
$\sigma_{retangular}$	+ 228,62 MPa
$\tau_{cisalhamento}$	+ 71,35 MPa
τ_{torcao}	+ 87,5 MPa
$\sigma_{VonMises}$	+ 357,73 MPa

Portanto, a estrutura apresentou uma redução de peso, atendendo ao critério de falha. O peso foi reduzido em 9,43 kg, representando uma diminuição de 31,65% em comparação à seção anterior. A validação estrutural da nova seção foi realizada utilizando a formulação de Von Mises:

$$357,73 \text{ MPa} < \sigma_{tracao}^2$$

Tabela 19 – Comparativo do peso entre a Seções Retangular e a Retangular Aprimorada

Seção transversal	Peso (Kg)	Diferença em relação a retangular (%)
Retangular	29,8	0 %
Retangular Aprimorada	20,37	- 31,65 %

5.4 SOLUÇÃO POR ELEMENTO FINITOS

Para a solução desse problema, foi utilizado o recurso do *BEAM* do Workbench Ansys. Inicialmente, utilizando o Design Modeler, foram criados pontos de referência, uma vez que a longarina funciona como uma viga com várias forças inseridas. Esses pontos são utilizados para posicionar as nervuras, onde serão inseridas as cargas concentradas previamente calculadas de forma analítica, com seus respectivos valores já definidos.

É importante destacar que o engaste da longarina é realizado na mesa da fuselagem, começando a 0,204 metros. Após a criação dos pontos de referência, foi desenhada uma linha guia para a dimensão da longarina. Essa linha guia funciona como uma linha neutra associada à seção transversal da longarina.

Na etapa do *Static Structural* no Ansys Workbench, a geometria foi construída e o material Al 2024-T3, mencionado anteriormente, foi atribuído à estrutura. Também fez-se necessário a criação de um *Path*, que é a trajetória, relacionada à linha de referência já estabelecida para os gráficos subsequentes. Em seguida, foram definidas as condições de contorno: engaste no ponto 1 e as cargas aplicadas em cada ponto de nervura correspondente. Após isso, foi feito o refinamento da malha por meio do *sizing*, utilizando elementos pequenos. Como se trata de um tipo de elemento *BEAM*, essa malha já proporciona resultados satisfatórios.

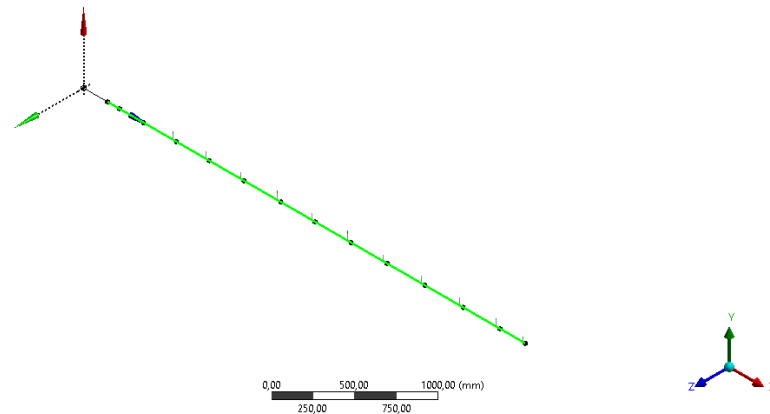


Figura 50 – Criação dos pontos e do “path” para análise no Ansys Workbench

Realizado todo procedimento, foram então obtidos os resultados utilizando o método *BEAM* do Ansys Workbench. Como mostrado na tabela 21, as tensões equivalente de Von Mises ficaram próximas ao resultado analítico.

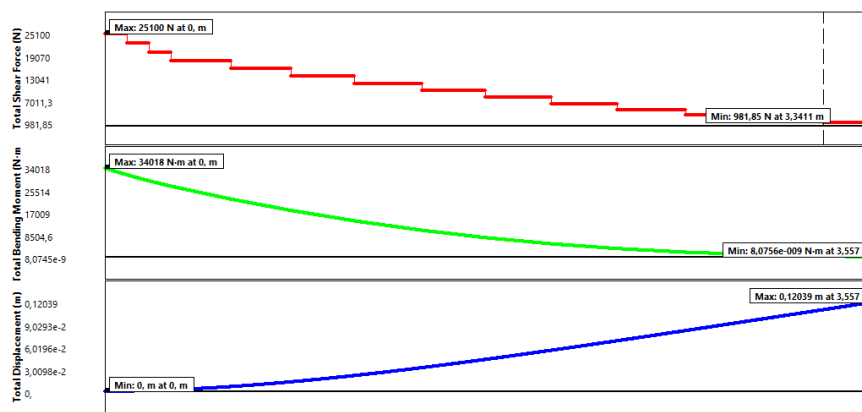
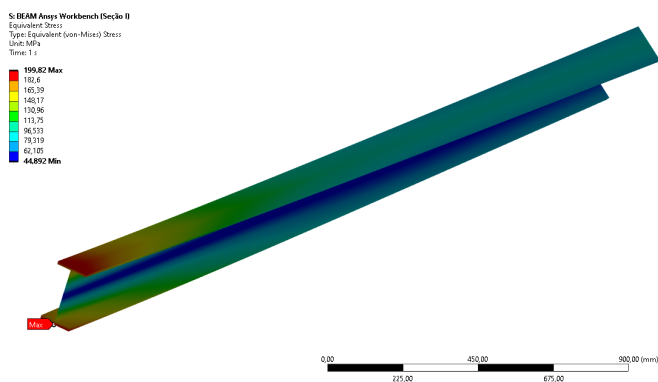
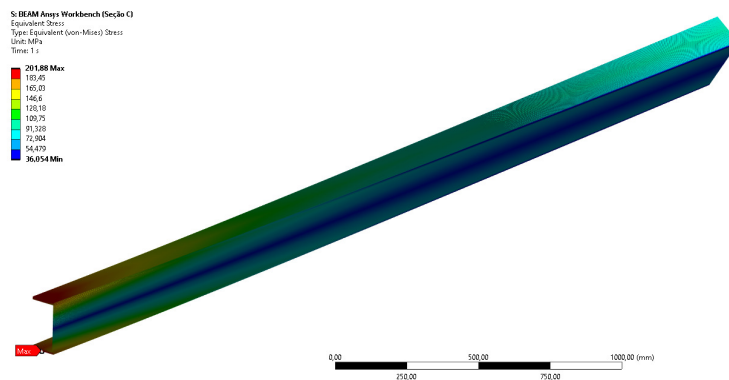
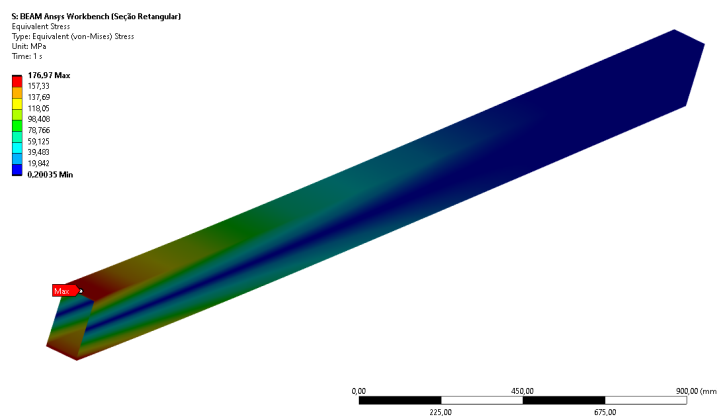


Figura 51 – Gráfico do cortante, momento de flexão e deslocamento obtidos pelo *BEAM* Ansys Workbench

Figura 52 – Tensão equivalente de Von Mises para seção “I” por *BEAM* Ansys WorkbenchFigura 53 – Tensão equivalente de Von Mises para seção “C” por *BEAM* Ansys WorkbenchFigura 54 – Tensão equivalente de Von Mises para seção retangular por *BEAM* Ansys Workbench

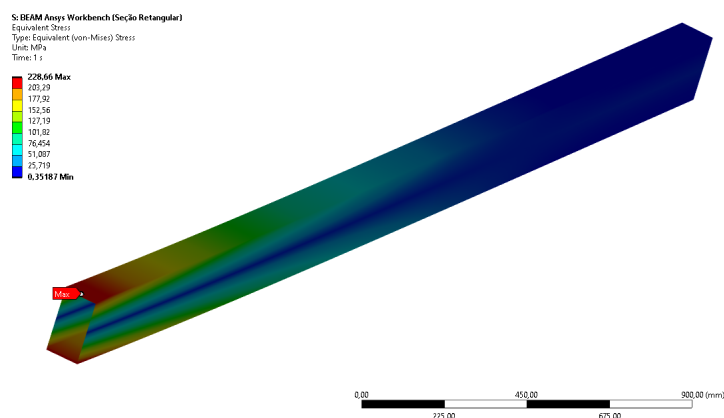


Figura 55 – Tensão equivalente de Von Mises para seção retangular aprimorada por *BEAM* Ansys Workbench

Tabela 20 – Tensões equivalentes de Von Mises obtidos no Ansys Workbench

Tensões equivalentes de Von Mises obtidos no Ansys Workbench			
	Retangular	“I”	“C”
$\sigma_{VonMises}$	176,97 MPa	199,82 MPa	201,88 MPa

Diante dos resultados acima, foi possível ver a convergência entre os resultados pela solução analítica e pela solução por *BEAM* Ansys Workbench na tabela 21.

Tabela 21 – Comparativo das tensões de Von Mises entre as soluções analíticas e por *BEAM* Ansys Workbench

Seções	Analítico	<i>BEAM</i> Ansys Workbench	Diferença ao analítico (%)
Seção “I”	214,16 MPa	199,82 MPa	-6,69 %
Seção “C”	214,16 MPa	201,88 MPa	-5,73 %
Seção Retangular	186,60 MPa	176,97 MPa	-5,16 %

Ademais, assim como realizado a solução analítica considerando um $x_{cp} = 0,33c$ e consequentemente um torsor de $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m, foi realizada a solução por *BEAM* Ansys Workbench para esses valores como podem ser visualizados na figura 56 e os resultados estão listados na tabela 22. Por fim, as figuras adicionais em relação as outras seções podem ser visualizadas no Apêndice E.

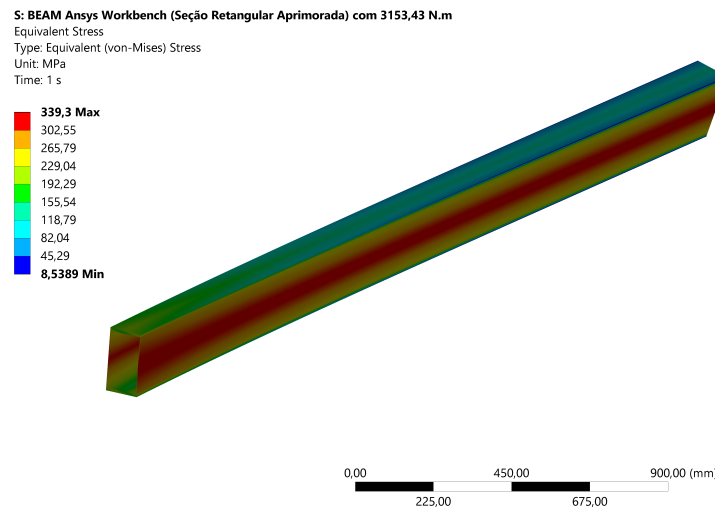


Figura 56 – Tensão equivalente de Von Mises para seção retangular aprimorada por *BEAM* Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m

Tabela 22 – Tensão de Von Mises obtida por *BEAM* Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m

Tensão de Von Mises considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m obtida no Ansys Workbench				
	“I”	“C”	Retangular	Retangular Aprimorada
$\sigma_{VonMises}$	763,27 MPa	797,3 MPa	201,72 MPa	339,3 MPa

Como pode ser visto na tabela 23, as tensões equivalentes de Von Mises considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m obtidas por *BEAM* Ansys Workbench são convergentes com a teoria e sua solução analítica, visto a proximidade dos seus valores.

Tabela 23 – Comparativo das tensões de Von Mises entre as soluções analíticas e por *BEAM* Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m

Seções	Analítico	<i>BEAM</i> Ansys Workbench	Diferença ao analítico (%)
“I”	829,90 MPa	763,28 MPa	-8,03 %
“C”	839,97 MPa	797,30 MPa	-5,08 %
Retangular	210,32 MPa	201,72 MPa	-4,09 %
Retangular Aprimorada	357,73 MPa	339,3 MPa	-5,15 %

Outrossim, como já mencionado anteriormente na tabela 6, o limite de resistência do material AL 2024-T3 é de 483 MPa. Sendo assim, as seções transversais “I” e “C”, ambas seções abertas, irão sofrer ruptura como já mencionado no tópico anterior da solução analítica.

Assim como nos cálculos analíticos, o método *BEAM* do Ansys Workbench mostrou que a nova seção retangular aprimorada, com dimensões ajustadas e redução de peso, atende aos limites de resistência do material.

Vale salientar que para valores de tensões altos as deformações são aceitáveis, considerando as mudanças de posição e movimentos sofridos pela asa. A asa é dimensionada e projetada para suportar essas deformações, porém dentro do limite elástico. Por outro lado, a tensão de ruptura de 483 MPa não deve ser atingida. Como o objetivo do trabalho é analisar as mudanças na seção transversal, o limite considerado será a tensão de escoamento do material de 345 MPa.

Acrescentando a análise por elementos finitos utilizando o Ansys Workbench, foi também realizada a análise utilizando elemento sólido. Como mostrado nas figuras 36 e 37, a parte estrutural foi desenvolvida utilizando o software CATIA *Dassault Systèmes* e posteriormente foi transferido para o *Static Structural* do Ansys. As ilustrações da estrutura pode ser visto nas imagens que virão a seguir e mais detalhas no Apêndice D.

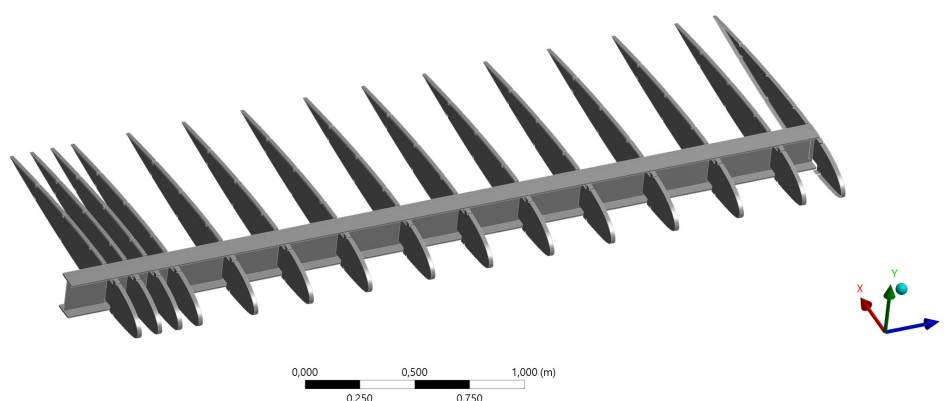


Figura 57 – Vista frontal da estrutura contendo a longarina de seção I em conjunto com as nervuras

Foi necessária a criação do material Al 2024-T3 devido à indisponibilidade deste no banco de materiais do Ansys. Com a estrutura importada e aplicado o material como exposto na figura 58, deu-se início a aplicação e verificação das conexões entre a longarina e as nervuras. Para essas conexões foi utilizado o tipo “*Bonded*”, que simula uma junção perfeita entre duas superfícies, onde não há deslizamento ou separação entre eles. A criação do material assim como a visualização da conexão “*Bonded*” pode ser visualizada no Apêndice C.

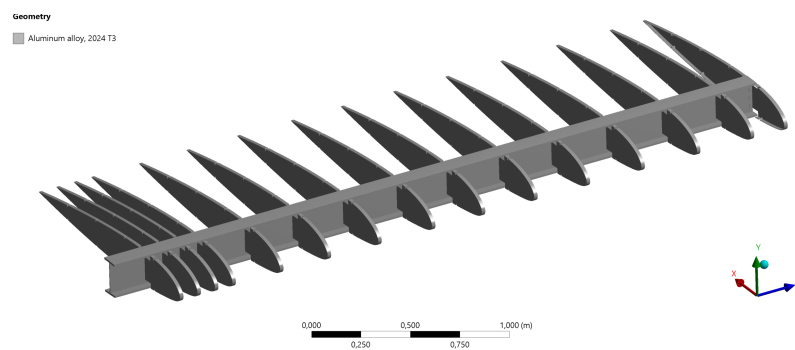


Figura 58 – Aplicação do material Al 2024-T3 no conjunto da longarina e com as nervuras

Concluída essa etapa foi aplicada a malha computacional e seu refinamento, e as condições de contorno, como a designação do engaste, das forças e momento torsor. Para convergência da malha, além do prévio refinamento foi utilizada a função “*Convergence*” do Ansys para obtenção da malha final.

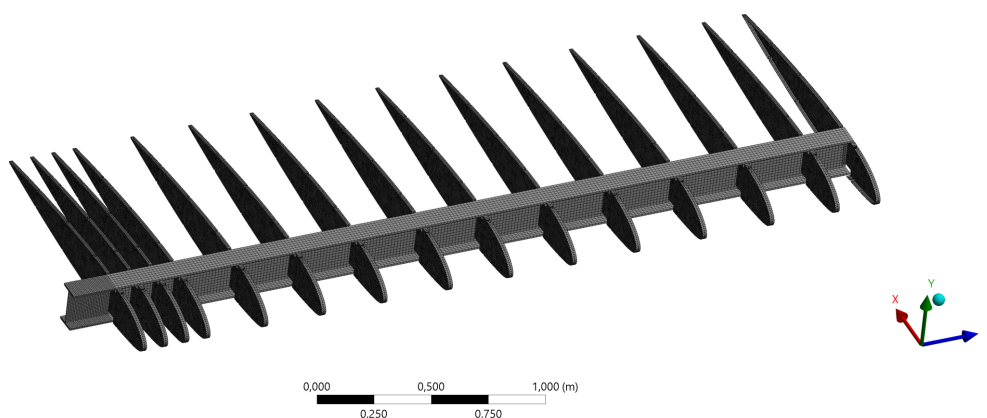


Figura 59 – Aplicação da malha computacional na estrutura

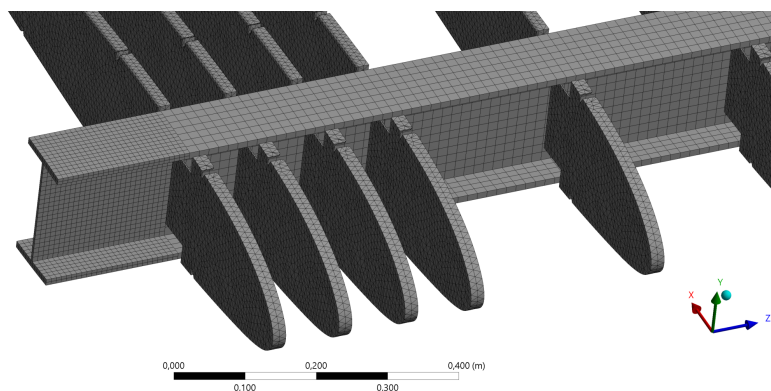


Figura 60 – Visão aproximada da aplicação da malha computacional

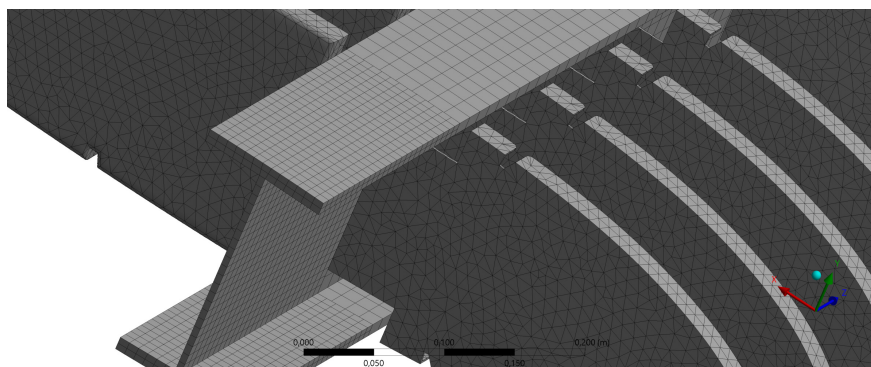


Figura 61 – Visão da malha computacional na área do engaste da longarina

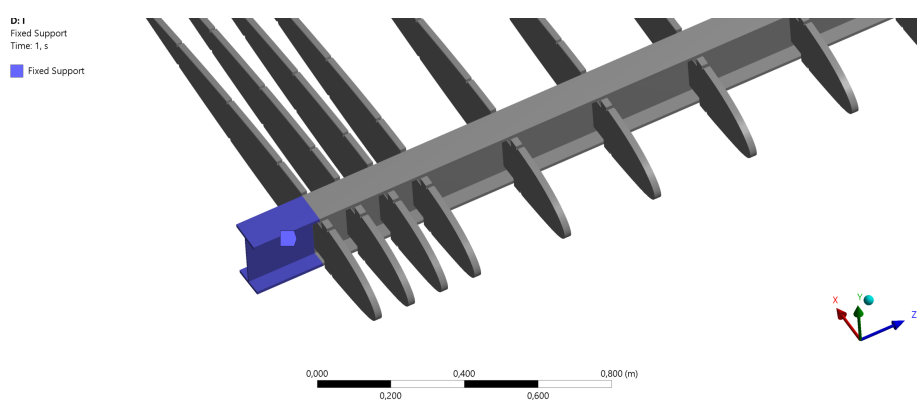


Figura 62 – Aplicação da fixação da longarina simulando fixação na fuselagem do avião

Realizada a aplicação e refinamento da malha computacional, foi inserida as componentes de forças e momentos assim como realizado anteriormente, com porções divididas em cada nervura correspondente.

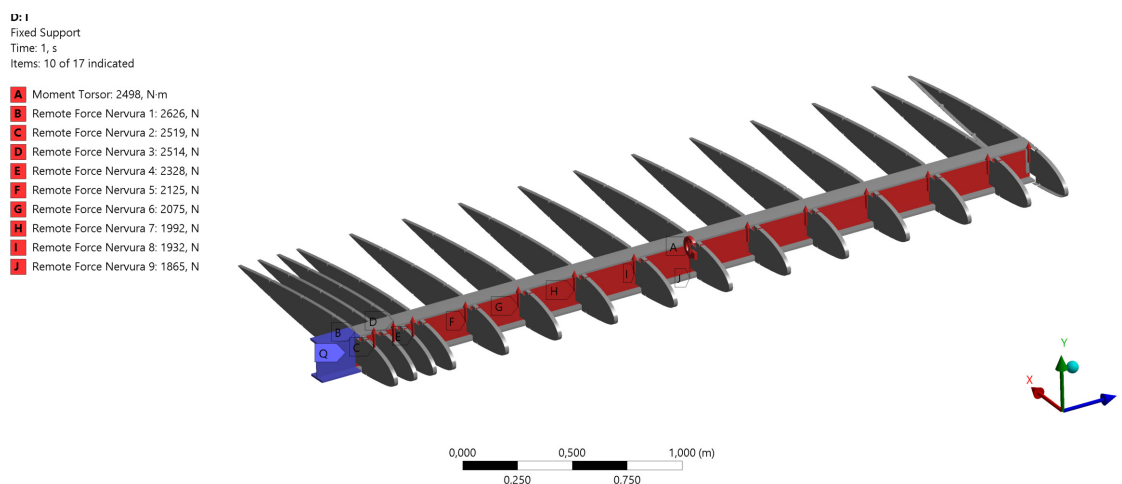


Figura 63 – Aplicação de todas as forças e momentos presentes ao longo da longarina de seção I

Por conseguinte, todas estas etapas descritas de condições de contorno, aplicação de material, malha computacional foram realizadas para as três seções da longarina. Sendo assim, abaixo estão apresentados os resultados das tensões de Von Mises para todas as seções discutidas anteriormente:

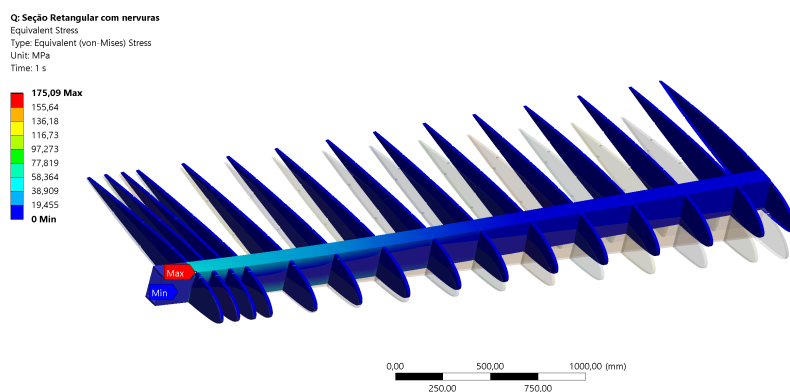


Figura 64 – Resultado por elemento sólido no Ansys Workbench para Seção Retangular

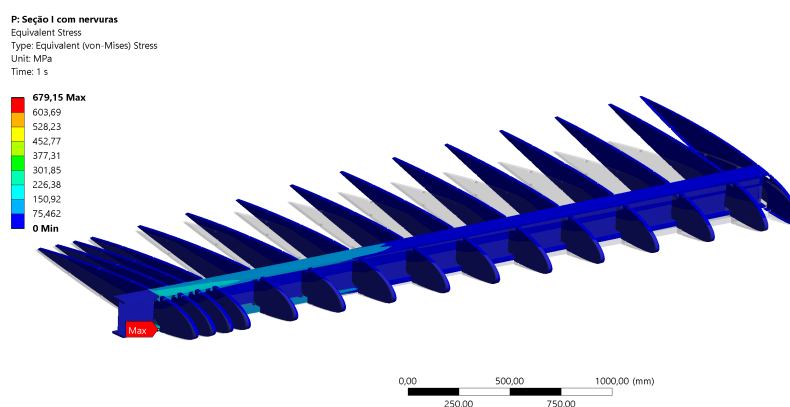


Figura 65 – Resultado por elemento sólido no Ansys Workbench para Seção I

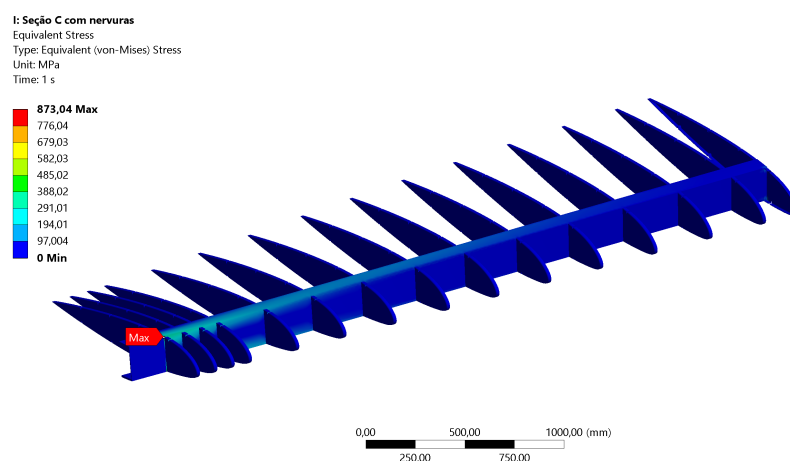


Figura 66 – Resultado por elemento sólido no Ansys Workbench para Seção C

Outrossim, os resultados estão listados na tabela 24. Além disso, figuras adicionais da visualização do resultado por elemento sólido podem ser visualizadas no [Apêndice E](#).

Tabela 24 – Tensões de Von Mises para simulação sólida Ansys Workbench

Seções	Elemento Sólido Ansys Workbench
Seção “I”	679,15 MPa
Seção “C”	873,04 MPa
Seção Retangular	175,09 MPa

Por fim, realizada a análise também por elemento sólido Ansys Workbench, o comportamento de resistência das seções transversais “I” e “C”, seções abertas, são muito inferiores a seção transversal fechada retangular quando inseridas forças e momento torsor elevado. As tensões são mais elevadas na região do engaste e próximas às juntas entre a longarina e as nervuras, indicando que estas áreas são críticas e devem ser cuidadosamente projetadas para evitar falhas. Há uma variação gradativa das tensões ao longo da longarina, com picos nesses locais de junções que poderiam receber reforços estruturais.

No que se refere aos deslocamentos, são mais presenciados nas extremidades da asa, como é mostrado na figura 67, onde a flexão é mais intensa devido à maior distância em relação ao ponto de engaste da asa. Assim, as nervuras desempenham um papel crucial na redução destes deslocamentos, distribuindo as cargas de maneira mais uniforme ao longo da longarina.

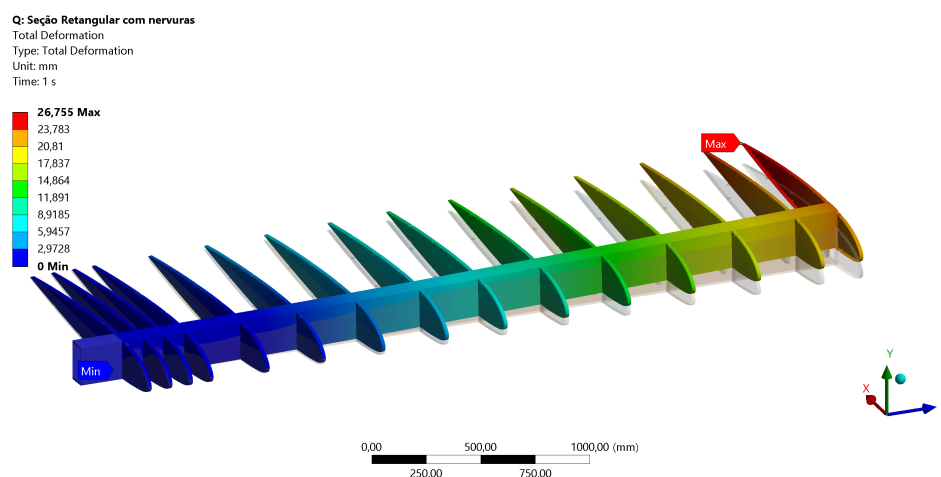


Figura 67 – Deslocamento total da longarina em elemento sólido no Ansys Workbench para Seção Retangular

A simulação da estrutura da longarina como elemento sólido em conjunto com as nervuras fornecem visões valiosas sobre o comportamento estrutural. Esta simulação exemplifica a importância da análise por elementos finitos no processo de desenvolvimento de estruturas aeronáuticas, considerando que são mostradas as áreas e os pontos que merecem maior atenção para o projetista.

6 CONCLUSÃO

O projeto estrutural de um componente como uma longarina é bem-sucedido quando sua resistência estrutural é adequada para suportar as cargas aerodinâmicas e inerciais aplicadas. Este trabalho trata da análise do segmento da longarina, atendendo a todas as normas, critérios de segurança e fatores de carga máximos.

A análise foi realizada usando a abordagem de resistência dos materiais com cálculos analíticos e validação por métodos de elementos finitos. Foram utilizados os softwares CATIA, Matlab e Workbench Ansys para desenhos e cálculos analíticos e numéricos.

Como pode ser visto nos capítulos anteriores, os três protótipos de longarina, com diferentes seções transversais, apresentaram valores satisfatórios em termos de tensões normais. Porém, quando considerado a parcela de torção sofrida em decorrência do perfil aerodinâmico, as seções I e C sofrem ruptura, visto que a tensão de resistência à tração é de 483 MPa do material utilizado para análise.

No entanto, considerando a estrutura e o peso da longarina para uma asa de aeronave, o peso desempenha um papel extremamente importante, e o protótipo retangular acaba sendo mais pesado. Nesse contexto, foi idealizada uma seção retangular que atenda aos limites estruturais e que também tenha um peso menor em comparação ao anterior.

Algumas associações com outros materiais poderiam ser realizadas também, mas considerou-se que a longarina da aeronave estudada utilizaria apenas o Al 2024-T3. Um fator significativo relacionado a isso é o custo de fabricação, pois associar mais materiais implicaria em custos mais elevados de produção.

Durante o estudo, foi realizada uma análise utilizando parâmetros e características específicas do *Van's Aircraft RV-10*. O objetivo principal foi investigar os carregamentos aerodinâmicos e de inércia, além de examinar os fatores de carga aplicados. Analisamos três diferentes tipos de seções de longarina (fechadas e abertas) para compreender o comportamento de cada uma diante dos esforços e carregamentos.

A partir da determinação da situação crítica de voo, obtida através do envelope de voo e dos fatores de carga associados, foram estabelecidos os seguintes pontos principais: detalhamento da aeronave e normatizações técnicas, investigações de carregamentos, análise de tensões e falhas estruturais. Foram identificadas as normas técnicas a serem seguidas, permitindo a determinação precisa da situação crítica de voo. Este conhecimento foi fundamental para a realização das análises subsequentes.

Analisaram-se os diferentes tipos e métodos de carregamento, como esforços constantes, momentos fletores e momentos de torção. Esses carregamentos foram aplicados

considerando uma situação de operação específica da aeronave, crucial para entender o comportamento estrutural das longarinas. Foram calculadas as tensões máximas e mínimas nas três seções de longarina. Essas análises consideraram as propriedades mecânicas dos materiais e as normas aplicáveis, proporcionando uma validação robusta das seções analisadas.

A comparação entre seções fechadas e abertas revelou diferenças significativas no comportamento estrutural. A seção fechada, retangular, mostrou maior resistência a momentos de torção. No trabalho foram utilizados dois momentos torsores diferentes com a seção fechada suportando o limite da falha. Por outro lado, a seção aberta se comportou bem apenas com o menor tursor. A condição crítica de voo considerada foi importante para a avaliação precisa das cargas e esforços aplicados, permitindo uma análise mais abrangente e detalhada das condições estruturais.

Vale salientar que, por se tratar de um produto aeronáutico, houve uma limitação significativa na divulgação de dados e dimensões exatas, devido à restrição de informações. Consequentemente, limitou a obtenção de números precisos. O grande porte da longarina analisada tornou a análise numérica um desafio, especialmente no que se refere ao refinamento da malha computacional. A necessidade de um elevado nível de detalhamento para obter resultados precisos aumentou a complexidade do modelo e o tempo de processamento.

A análise realizada por cálculos analíticos pode apresentar limitações em termos de detalhes, uma vez que se concentra na consideração da longarina como um todo. Em contraste, o método dos elementos finitos permite a realização de uma série de cálculos em múltiplos pontos ao longo da longarina, proporcionando uma visão mais detalhada. Enquanto o cálculo analítico foca predominantemente na área do engaste, onde ocorrem as maiores tensões, a análise por elementos sólidos oferece uma abordagem mais abrangente. Outrossim, a análise considerando elemento sólido possibilitou uma avaliação que leva em conta a interação das nervuras e permite a visualização detalhada dos pontos de estresse entre as nervuras e a longarina, proporcionando, assim, uma análise mais completa.

Considerando que as análises foram realizadas com base em modelos simplificados, futuras pesquisas podem explorar seções mais complexas e realistas para resultados mais detalhados e precisos. Ademais, os carregamentos considerados foram baseados em cenários específicos de voo. Estudos futuros poderiam incluir uma gama mais ampla de condições operacionais para uma avaliação mais abrangente.

Para futuros trabalhos com a temática, seria interessante a otimização da longarina com a criação de cavernas. Essa abordagem visa reduzir o volume e o peso da longarina, o que, por sua vez, pode diminuir o esforço computacional na análise numérica. A otimização estrutural, incluindo a aplicação de técnicas como alívio de material e design de estruturas internas, pode resultar em uma longarina mais leve e eficiente, mantendo a resistência

estrutural necessária. Essa linha de pesquisa poderia oferecer melhorias significativas na eficiência de projeto e desempenho estrutural, contribuindo para avanços no design de aeronaves leves esportivas.

Além disso, seria interessante realizar uma análise modal da asa como um todo para entender o comportamento dinâmico da estrutura. Esse tipo de análise ajudaria a compreender melhor as frequências naturais e os modos de vibração da asa, o que é essencial para evitar problemas como a ressonância. A análise modal pode fornecer informações valiosas para o projeto e a melhoria da segurança estrutural da aeronave, garantindo que a estrutura seja capaz de suportar diferentes condições de operação sem comprometer a integridade do voo.

Referências

- AIRCRAFT, V. *Incredible Four-Seat Comfort, Speed and Capacity*. 2021. Disponível em: <<https://www.vansaircraft.com/wp-content/uploads/2019/01/10FLY-2-19-Screen.pdf>>. Citado 4 vezes nas páginas 8, 12, 26 e 27.
- ALBURQUERQUE, P. F. F. *Structural loads handbook*. 2011. Citado na página 40.
- ANAC. *Proposta de isenção de cumprimento com o requisito do parágrafo 21.191(g)(1) da subparte h do regulamento brasileiro da aviação civil - rbac 21 “certificação de produto aeronáutico” para a empresa flyer indústria aeronáutica ltda*. 2012. Disponível em: <https://www.anac.gov.br/participacao-social/consultas-publicas/audiencias/2012/07/justificativa_flyer_isencao.pdf>. Citado na página 24.
- ANAC. *Proposição de um programa para fomentar a atividade de certificação de projetos de aeronaves de pequeno porte no brasil*. 2014. Disponível em: <<https://www.anac.gov.br/participacao-social/consultas-publicas/audiencias/2014/aud14/justificativa.pdf>>. Citado 3 vezes nas páginas 8, 26 e 27.
- ANAC. *Regulamento Brasileiro da Aviação Civil - RBAC nº 23. Requisitos de aeronavegabilidade: aviões categoria normal*. 2019. Disponível em: <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-023/@@display-file/arquivo_norma/RBAC23EMD64.pdf>. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 122.
- ANAC. *Programa de fomento à certificação de projetos de aviões de pequeno porte [iBR2020]*. 2020. Disponível em: <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/planos-e-programas/ibr2020/@@display-file/arquivo_norma/iBR2020.pdf>. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 20.
- ANAC. *Enquadramento como Aeronave Experimental ou Aeronave Leve Esportiva [ANACEXP]*. 2021. Disponível em: <<https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/regulados/aeronaves/certificacao-e-fabricacao/aeronave-experimental/enquadramento-como-aeronave-experimental-ou-aeronave-leve-esportiva>>. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 25.
- ANAC. *Regulamento Brasileiro da Aviação Civil - RBAC nº 21. Certificação de produto e artigo aeronáuticos*. 2021. Emenda nº 08. Disponível em: <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-21/@@display-file/arquivo_norma/RBAC21EMD08.pdf>. Citado na página 25.
- ANAC. *Aeronave leve esportiva: principais alterações*. 2022. Disponível em: <<https://www.facebook.com/photo.php?fbid=417306087107460&set=pb.100064842154562.-2207520000.&type=3>>. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 24.
- ANAC. *Resolução nº 686, publicado no Diário Oficial da União em 15 de julho de 2022, seção 1, página 86. [RES-686]*. 2022. Disponível em: <<https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/resolucoes/2022/resolucao-686>>. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 121.

- ANDERSON, J. *Fundamentals of Aerodynamics*. Sixth edition). New York: Editora, 2017. ISBN 978-1-259-12991-9. Citado 3 vezes nas páginas 9, 49 e 50.
- ASM, MATWEB. *2000 Series Aluminum Alloy. Aerospace Specification Metals Inc.* 2024. Disponível em: <<https://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=ma2024t3>>. Citado na página 64.
- AZEVEDO, A. F. M. *Método dos Elementos Finitos*. [S.l.], 2003. Citado 2 vezes nas páginas 68 e 69.
- BRASILEIRA, F. A. *Aeronaves do Acervo. Museu Aeroespacial. Instituto Histórico-Cultural da Aeronáutica*. 2023. Disponível em: <<https://www2.fab.mil.br/musal/index.php/aeronaves-em-exposicao>>. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 19.
- BUDYNAS, R. G. *Elementos de Máquinas de Shigley, Projeto de Engenharia Mecânica*. 8ª edição). ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 2011. ISBN 007-125763-2/978-007-125763-3. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 71.
- DEFENSE, D. O. *Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures*. 2003. Citado na página 64.
- ESSS. *Método dos Elementos Finitos: o que é?* 2016. Disponível em: <<https://www.esss.co/blog/metodo-dos-elementos-finitos-o-que-e/>>. Citado na página 70.
- FAA. *User's Guide for FAR23 Loads Program DOT/FAA/AR-96/46. U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research Washington*. 1997. DC 20591. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 40.
- FLYER, I. A. L. *Manual De Voo/Manutenção Aeronave Van's RV-10*. [S.l.], 2012. Citado 2 vezes nas páginas 42 e 43.
- GUDMUNDSSON, S. *General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures*. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2013. Citado 4 vezes nas páginas 8, 30, 31 e 32.
- HUGHES, A. F. *Design of steel beams in torsion*. Berkshire. UK: SCI, 2011. ISBN 978-1-85942-200-7. Citado 4 vezes nas páginas 9, 10, 66 e 79.
- ISCOLD, P. H. *Introdução às Cargas nas Aeronaves*. [S.l.], 2006. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 45.
- LOGAN, D. L. *A First Course in the Finite Element Method*. 4. ed.. ed. [S.l.], 2007. Citado na página 68.
- MEGSON, T. H. G. *Aircraft Structures for engineering students*. Fourth ed.). [S.l.]: Elsevier, 2013. Citado 5 vezes nas páginas 8, 36, 38, 39 e 65.
- MEGSON, T. H. G. *Aircraft Structures for engineering students*. Sixth ed.). [S.l.]: Elsevier, 2016. Citado 8 vezes nas páginas 9, 52, 53, 55, 56, 58, 59 e 60.
- MISES, R. V. *Mechanik der festen Körper im plastisch deformablen Zustand*. Göttin. Nachr. Math. Phys. vol. 1). [S.l.]: Editora, 1913. Citado na página 65.
- NIU, M. C. Y. *Airframe structural design*. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd., 1997. Citado 4 vezes nas páginas 8, 35, 37 e 40.

- OLIVEIRA, S. M. Aeronave de treinamento primário/básico: análise do sistema de instrução de voo, dos fatores de engenharia e sua implicação nos requisitos de projeto de uma nova aeronave. 2010. Citado na página 25.
- PERINI, F. Structural design, manufacturing and testing of a new wing for the csir's modular uas in composite materials. 2012. Citado na página 63.
- PERSIANI, F.; SAGGIANI, G. M.; ROSSI, V. Dispense di progetto di aeromobili, lecture notes from the course costruzioni aeronautiche. *University of Bologna*, 2008. Citado na página 34.
- RODRIGUES, L. E. M. J. *Fundamentos da engenharia aeronáutica aplicações ao projeto sae-aerodesign*. Volume Único). São Paulo: Edição do Autor, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 47.
- SADRAEY, M. *Aircraft Performance: Analysis*. [S.l.]: VDM, 2011. Citado na página 34.
- SANGSTER, W. A. *Estruturas de aeronaves – Cargas no avião. Apostila do curso EST-12*. [S.l.], 1979. Citado 2 vezes nas páginas 44 e 48.
- SCHRENK, O. *National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Memorandum - A Simple Approximation Method for Obtaining the Spanwise Lift Distribution – Schrenk*. Washington: NACA, 1940. Citado na página 46.
- TITA, V. Projeto de elementos estruturais de aeronaves. parte 1: Carregamentos em estruturas aeronáuticas. 2021. Disponível em: <<https://edisciplinas.usp.br/mod/resource/view.php?id=3485328>>. Citado 3 vezes nas páginas 8, 34 e 41.
- TOOLS, A. *Search 1638 airfoils. NACA 5 digit airfoil generator*. 2023. Disponível em: <<http://airfoiltools.com/airfoil/naca5digit>>. Citado 3 vezes nas páginas 8, 27 e 28.
- UGURAL, A. C. *Mecânica dos materiais*. 1ª edição). ed. Local: Elsevier, 2009. ISBN 9788521616870. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 59.
- WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E. *Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*. [S.l.]: John Wiley & Sons, Ltd, 2007. ISBN 978-0470-85840-0. Citado 5 vezes nas páginas 8, 36, 38, 40 e 43.

Apêndices

APÊNDICE A – Scripts Matlab

A.1 Cálculo dos carregamentos e geração dos gráficos

```

1 %% TRABALHO DE CONCLUSAO DE CURSO 2 %%
2 %% JOAO VICTOR DE OLIVEIRA ROCHA %%
3
4 %% CARREGAMENTO DE SUSTENTACAO
5 %% METODO POR APROXIMACAO DE SCHRENK
6
7 %% DADOS INICIAIS %%
8
9 n_max = 5.7; % Fator de carga maximo
10 %b = 9.68; % Envergadura Total [m]
11 b=[(3.7610*2)]; % Envergadura de Schrenk [m]
12 n_max = 5.7; % Fator de carga maximo
13 mtow = 1224; % Maximo peso de decolagem [Kg]
14 g = 9.81; % Gravidade
15 c_p = 1.422; % Corda da ponta [m]
16 c_r = 1.422; % Corda da raiz [m]
17 r_a = c_p / c_r; % Relacao de afilamento da asa
18 fus = 1.22; % Largura da fuselagem [m]
19 FS = 1.5; % Fator de seguranca
20
21 Cl_naca12=1.5413; % Cl do NACA 23012 para alpha de 15,75
22 Cd_naca12=0.03490; % Cd do NACA 23012 para alpha de 15,75
23 Cl_naca15=1.5460; % Cl do NACA 23015 para alpha de 15,75
24 Cd_naca15=0.03193; % Cd do NACA 23015 para alpha de 15,75
25 Clmax =(Cl_naca12+Cl_naca15)/2; % Cl para NACA 23013.5 para
    alpha de 15,75
26 Cdmax =(Cd_naca12+Cd_naca15)/2; % Cd para NACA 23013.5 para
    alpha de 15,75
27 alfa=15.75; % Angulo alpha
28
29 % Como e de nosso interesse um ponto critico, sera escolhido
    o de maior angulo e consequentemente a velocidade de
    manobra do projeto.

```

```

30 rho=0.95815; % Para altitude de 8000 pes (Media aritimerica
    entre valores de 2000 e 3000 metros
31 V_manobra=64.31; % Velocidade de manobra do projeto
32 q=(1/2)*(rho)*((V_manobra)^2) % Pressao dinamica
33 L = (n_max*mtow*g); % Forca de sustentacao total
34 Cl_manobra = (L*2)/(rho*((V_manobra)^2)*(b*c_r));
35
36 %% POSICAO DAS NERVURAS %%
37 nervura_posicao = [0.2040 0.3063 0.4085 0.5108 0.7895 1.0682
    1.3642 1.6790 1.9708 2.2775 2.5843 2.9048 3.2300 3.5451
    3.7610]; % Posisao das nervuras ao longo da envergadura
38
39 %% ESPACO MEDIO DA LOCALIZACAO DAS NERVURAS %%
40
41 % Como a intencao e a divisao em pequenos elementos de asa, e
    o interesse de concentrar as forcas na nervura,
    estimaremos os elementos tendo as nervuras no centro.
42
43 for i=1:15-1
44     elemento_asa(i)=((nervura_posicao(i+1)-nervura_posicao(i)
        )/2)+ nervura_posicao (i);
45 end
46
47 %% CARGAS AERODINAMICAS - METODO DE SCHRENK %%
48
49 L = ((n_max*mtow*g)/2); % Sustentacao considerando situacao
    critica de voo
50 env_schrenk = linspace(0, 3.7610, 100);
51 L_retangular = ((2*L)/(b+(b*r_a))).*(1 + (2.*env_schrenk./b)
    .*(r_a-1)); % Distribuicao de sustentacao retangular
52 L_eliptica = ((4*L)/(b*pi)).*sqrt(1-(2.*env_schrenk./b).^2);
    % Distribuicao de sustentacao eliptica
53 L_schrenk = (L_retangular+L_eliptica)./2 % Sustentacao pelo
    metodo de schrenk
54
55 %% GRAFICO COMPARATIVO DO METODO SCHRENK %%
56
57 figure(1)
58 hold on; grid on;

```

```

59 plot(env_schrenk , L_retangular/2,'k','Linewidth',1);
60 plot(env_schrenk , L_eliptica/2,'b','Linewidth',1);
61 plot(env_schrenk , L_schrenk/2,'r','Linewidth',2); hold on;
    grid on;
62 xlabel('Posicao_ao_longo_da_envergadura [m]');
63 ylabel('Distribuicao_de_Sustentacao [N]');
64 % max_nervura_posicao = max(nervura_posicao);
65 % min_nervura_posicao = min(nervura_posicao);
66 % max_L = max(L_eliptica);
67 % min_L = min(L_eliptica);
68 % axis([min_nervura_posicao max_nervura_posicao min_L 1.05*
    max_L]);
69 legend('Distribuicao_Retangular','Distribuicao_Eliptica','
    Metodo_de_Schrenk');
70
71 %% DISTRIBUICAO DA SUSTENTACAO AO LONGO DA ENVERGADURA PELA
    ENVERGADURA %%
72
73 figure(2)
74 L_schrenk_final = ((L/2)/(2*b))*(1+(4/pi)*(sqrt(1-(((2.*
    env_schrenk)/b).^2)))));
75 hold on; grid on;
76 plot(env_schrenk,L_schrenk_final,'b','Linewidth',1); hold on;
    grid on;
77 xlabel('Posicao_ao_longo_da_envergadura [m]');
78 ylabel('Distribuicao_de_Sustentacao [N]');
79 max_nervura_posicao = max(nervura_posicao);
80 min_nervura_posicao = min(nervura_posicao);
81 L_schrenk_final_max = max(L_schrenk_final);
82 L_schrenk_final_min = min(L_schrenk_final);
83 axis([min_nervura_posicao max_nervura_posicao 0 1.05*
    L_schrenk_final_max]);
84 legend('Distribuicao_pelo_Metodo_de_Schrenk');
85
86 %% CALCULO DA SUSTENTACAO %%
87 % Como estamos calculando a sustentacao de determinados
    elementos de asa, nao podemos utilizar a sustentacao antes
    da nervura 1, somente posterior. Por este motivo,
    determinaremos o valor de sustentacao do primeiro elemento

```



```

88
89 nervura_posicao = [0.2040 0.3063 0.4085 0.5108 0.7895 1.0682
    1.3642 1.6790 1.9708 2.2775 2.5843 2.9048 3.2300 3.5451
    3.7610]; % Posicao das nervuras ao longo da envergadura
90 L_Schrenk = ((n_max*mtow*g)/2); % Sustentacao considerando
    situacao critica de voo
91 coordenada_schrenk = [0.2040 0.3063 0.4085 0.5108 0.7895
    1.0682 1.3642 1.6790 1.9708 2.2775 2.5843 2.9048 3.2300
    3.5451 3.7610]; % Posicao das nervuras ao longo da
    envergadura
92
93 b_schrenk=2*(3.7610-0.2040);
94
95 for i=1:15
96 sustentacao_schrenk(i) = (((L_Schrenk/2)/(2*b_schrenk))
    *(1+(4/pi)*(sqrt(1-(((2.*coordenada_schrenk(i))/b_schrenk)
    .^2))))));
97 end
98
99 soma= sum(sustentacao_schrenk);
100
101 figure(3)
102 hold on; grid on;
103 bar(coordenada_schrenk ,sustentacao_schrenk , 'b');
104 xlabel('Posicao da nervura ao longo da envergadura [m] ');
105 ylabel('Carregamento de Schrenk [N] ');
106 % max_schrenk = max(sustentacao_schrenk);
107 % min_schrenk = min(sustentacao_schrenk);
108 % axis([0 4 0 1.05*max_schrenk]);
109
110 carregamento_schrenk = [2731.28 2728.11 2723.67 2717.93
    2695.61 2663.12 2616.71 2552.48 2477.29 2378.77 2254.73
    2086.32 1843.90 1327.75 1202.60];
111
112 % Cortante por Schrenk
113
114 V_Schrenk(15)=(carregamento_schrenk(15));
115 for i=14:-1:1

```

```

116         V_Schrenk(i)=(V_Schrenk(i+1))+(carregamento_schrenk(
           i));
117     end
118
119     % Momento Fletor
120     Mx_Schrenk(15)=0;
121     for i=14:-1:1
122         Mx_Schrenk(i)=Mx_Schrenk(i+1)+(
           carregamento_schrenk(i))*(nervura_posicao(15)-
           nervura_posicao(i));
123     end
124
125     figure(4)
126     hold on; grid on;
127     plot(nervura_posicao,V_Schrenk,'b');
128     xlabel('Posicao_da_nervura_ao_longo_da_envergadura[m]');
129     ylabel('Esforco_cortante_por_Schrenk[N]');
130     legend('Esforco_cortante_por_Schrenk');
131
132     figure(5)
133     hold on; grid on;
134     plot(nervura_posicao,Mx_Schrenk,'b');
135     max_Mx_Schrenk = max(Mx_Schrenk);
136     xlabel('Posicao_da_nervura_ao_longo_da_envergadura[m]');
137     ylabel('Momento_fletor_(Mx)_por_Schrenk[N.m]');
138     legend('Momento_fletor_(Mx)_por_Schrenk');

```

A.2 Cálculo da estimativa de valores de inércia na longarina

```

1 %% CARREGAMENTO POR INERCIA: DISTRIBUICAO DE PESO DA ASA
2
3 %% DADOS INICIAIS %%
4 n_max = 5.7; % Fator de carga maximo
5 %b = 9.68; % Envergadura Total [m]
6 b=[(3.7610*2)]; % Envergadura de Schrenk [m]
7 n_max = 5.7; % Fator de carga maximo
8 mtow = 1224; % Maximo peso de decolagem [Kg]
9 g = 9.81; % Gravidade
10 c_p = 1.422; % Corda da ponta [m]

```

```
11 c_r = 1.422; % Corda da raiz [m]
12 r_a = c_p / c_r; % Relacao de afilamento da asa
13 fus = 1.22; % Largura da fuselagem [m]
14 FS = 1.5; % Fator de seguranca
15
16 Cl_naca12=1.5413; % Cl do NACA 23012 para alpha de 15,75
17 Cd_naca12=0.03490; % Cd do NACA 23012 para alpha de 15,75
18 Cl_naca15=1.5460; % Cl do NACA 23015 para alpha de 15,75
19 Cd_naca15=0.03193; % Cd do NACA 23015 para alpha de 15,75
20 Clmax =(Cl_naca12+Cl_naca15)/2; % Cl para NACA 23013.5 para
    alpha de 15,75
21 Cdmax =(Cd_naca12+Cd_naca15)/2; % Cd para NACA 23013.5 para
    alpha de 15,75
22 alfa=15.75; % Angulo alpha
23
24 %% POSICAO DAS NERVURAS %%
25 nervura_posicao = [0.2040 0.3063 0.4085 0.5108 0.7895 1.0682
    1.3642 1.6790 1.9708 2.2775 2.5843 2.9048 3.2300 3.5451
    3.7610]; % Posicao das nervuras ao longo da envergadura
26 vetor_posicao_inercia = [0.2040:0.01:3.7610]; % Posicao das
    nervuras ao longo da envergadura
27
28 % Para efeito de consideracao do efeito de inercia atuante,
    sera considerado as massas do combustivel e da longarina.
29 % Sendo assim, sera considerado que cada asa comportara 1/4
    do combustivel total da aeronave,
30 % que sera distribuida uniformemente ao longo da envergadura
    da asa.
31 % Assim como o peso da longarina (maior peso) de 89,2 Kg
    distribuida como massas concetradas.
32 % Capacidade de 227,1265 litros e densidade de 0.72 kg/l
33
34 massa_combustivel_asa=((1/4)*0.72*227.1265);
35 massa_longarina=89.2;
36 massa_por_envergadura=(n_max*g*((massa_combustivel_asa)+(
    massa_longarina)))/(3.557);
37
38 % Encontrando o centro da distancia entre as nervuras
39 for i=1:15-1
```

```

40     elemento_asa(i)=((nervura_posicao(i+1)-nervura_posicao(i)
41         )/2)+ nervura_posicao (i);
42
43 % Encontrar a força de inercia atuante em cada nervura
44
45 forca_inercia(1)=massa_por_envergadura*(elemento_asa(1)-
46     nervura_posicao(1));
47 for i=2:14
48     forca_inercia(i)=massa_por_envergadura*(elemento_asa(
49         i)-elemento_asa(i-1));
50
51 end
52 forca_inercia(15)=(massa_por_envergadura)*(nervura_posicao
53     (15)-elemento_asa(14));
54
55 Peso_de_inercia = (massa_por_envergadura*3.557); %
56     Sustentacao considerando situacao critica de voo
57
58 figure(1)
59 hold on; grid on;
60 bar(nervura_posicao ,forca_inercia , 'b');
61 xlabel('Envergadura da asa [m]');
62 ylabel('Força de inercia atuante na asa [N]');
63 legend('Carregamento por inercia na longarina');
64 print('Grafico_Carregamento_Inercia', '-depsc', '-r1200');
65
66 %% Esforços Cortantes
67 V_inercia(15)=forca_inercia(15);
68 for i=14:-1:1
69     V_inercia(i)=(V_inercia(i+1))+(forca_inercia(i));
70 end
71
72 nervura_posicao = [0.2040 0.3063 0.4085 0.5108 0.7895 1.0682
73     1.3642 1.6790 1.9708 2.2775 2.5843 2.9048 3.2300 3.5451
74     3.7610]; % Posicao das nervuras ao longo da envergadura
75
76 %% Momento Fletor
77 Mx_inercia(15)=0;
78 for i=14:-1:1

```

```

72         Mx_inercia(i)=Mx_inercia(i+1)+(forca_inercia(i))
           *(nervura_posicao(15)-nervura_posicao(i));
73     end
74
75     figure(2)
76     hold on; grid on;
77     plot(nervura_posicao,V_inercia,'b');
78     xlabel('Longarina [m]');
79     ylabel('Esforço cortante atuante na longarina [N]');
80     legend('Esforço cortante por inercia na longarina');
81     print('Grafico_Cortante_Inercia', '-depsc', '-r1200');
82
83     figure(3)
84     hold on; grid on;
85     plot(nervura_posicao,Mx_inercia,'b');
86     xlabel('Longarina [m]');
87     ylabel('Momento fletor atuante na longarina [N.m]');
88     legend('Momento fletor (Mx) por inercia na longarina');
89     print('Grafico_Momento_Fletor_Inercia', '-depsc', '-r1200');

```

A.3 Cálculo das tensões máximas na longarina

```

1  clc;
2  close all;
3  clear all;
4
5  cortante_maximo=25099.7510;
6  momento_maximo=34018.3377;
7
8  momento_inercia_retangular=0.0000203108; % Momento de inercia
   retangular [m^4]
9  momento_inercia_I=0.000018263800; % Momento de inercia I [m
   ^4]
10 momento_inercia_C=0.000018263800; % Momento de inercia C [m
   ^4]
11
12 altura=0.19; % (m)
13 y=altura/2; % (m) Distancia da linha neutra
14

```

```
15 tensao_maxima_flexao_retangular=(momento_maximo*y)/
    momento_inercia_retangular; % Tensao maxima para secao
    retangular (MPa)
16 tensao_maxima_flexao_I=(momento_maximo*y)/momento_inercia_I;
    % Tensao maxima para secao I (MPa)
17 tensao_maxima_flexao_C=(momento_maximo*y)/momento_inercia_C;
    % Tensao maxima para secao C (MPa)
18
19 A_retangular = 0.0037; % (m^2) Area da secao retangular
20 A_I = 0.00285; % (m^2) Area da secao I
21 A_C = 0.00285; % (m^2) Area da secao C
22
23 Q_retangular=((100*10*90)+(2*85*5*42.5))/(10^9) % (m^3)
24 Q_I=((100*10*90)+(85*5*42.5))/(10^9) % (m^3)
25 Q_C=((100*10*90)+(85*5*42.5))/(10^9) % (m^3)
26
27 t=0.005;
28
29 tensao_maxima_cisalhamento_retangular=((cortante_maximo*
    Q_retangular)/(momento_inercia_retangular*2*t));
30 tensao_maxima_cisalhamento_I=((cortante_maximo*Q_I)/(
    momento_inercia_I*t));
31 tensao_maxima_cisalhamento_C=((cortante_maximo*Q_C)/(
    momento_inercia_C*t));
32
33 %%%% SECAO RETANGULAR APRIMORADA %%%%
34
35 momento_inercia_retangular_aprimorada = 0.0000178543 ; %
    Momento de inercia retangular Aprimorada [m^4]
36
37 tensao_maxima_flexao_retangular_aprimorada =(momento_maximo*y
    )/momento_inercia_retangular_aprimorada; % Tensao maxima
    para secao retangular aprimorada (MPa)
38
39 A_retangular_aprimorada = 0.00268; % (m^2) Area da secao
    retangular
40
41 Q_retangular_aprimorada =((100*10*90)+(2*85*2*42.5))/(10^9) %
    (m^3)
```

```

42
43 t_aprimorada = 0.002;
44
45 tensao_maxima_cisalhamento_retangular_aprimorada=((
    cortante_maximo*Q_retangular_aprimorada)/((
    momento_inercia_retangular_aprimorada*2*t_aprimorada));
46
47 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
48
49 format long
50
51 t_torsao_Bredt = 0.005;
52 t_torsao_Saint_Venant = 0.01;
53 torsor=2498.42921;
54 A_torsao_retangular = 0.095*0.18;
55 J_torsor_I = 7.192660000000001*10^-8
56 J_torsor_C = 7.192660000000001*10^-8
57
58 tensao_cisalhamento_torsao_retangular = (torsor)/(2*
    A_torsao_retangular*t_torsao_Bredt) % (3.90)
59 tensao_cisalhamento_torsao_I = (t_torsao_Saint_Venant*torsor)
    /(J_torsor_I) % (3.96)
60 tensao_cisalhamento_torsao_C = (t_torsao_Saint_Venant*torsor)
    /(J_torsor_C) % (3.96)
61
62 b_fs_max_C = 0.38
63 b_fs_max_I = 0.37
64 fs_max_C = (3 * torsor)/(b_fs_max_C*(t_torsao_Bredt)^2)
65 fs_max_I = (3 * torsor)/(b_fs_max_I*(t_torsao_Bredt)^2)
66
67 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
68
69 tensao_I=tensao_maxima_flexao_I;
70 tensao_C=tensao_maxima_flexao_C;
71 tensao_retangular=tensao_maxima_flexao_retangular;
72 tensao_retangular_aprimorada=
    tensao_maxima_flexao_retangular_aprimorada;
73
74 torcao_I=tensao_cisalhamento_torsao_I;

```

```
75 torcao_C=tensao_cisalhamento_torsao_C;
76 torcao_retangular=tensao_cisalhamento_torsao_retangular;
77
78 tensao_cisalhamento_I = tensao_maxima_cisalhamento_I +
    torcao_I;
79 tensao_cisalhamento_C = tensao_maxima_cisalhamento_C +
    torcao_C;
80 tensao_cisalhamento_retangular =
    tensao_maxima_cisalhamento_retangular + torcao_retangular;
81 tensao_cisalhamento_retangular_aprimorada =
    tensao_maxima_cisalhamento_retangular_aprimorada;
82
83 tensao_max_I= (tensao_I/2)+sqrt(((tensao_I/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_I^2));
84 tensao_max_C= (tensao_C/2)+sqrt(((tensao_C/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_C^2));
85 tensao_max_retangular= (tensao_retangular/2)+sqrt(((
    tensao_retangular/2)^2)+(tensao_cisalhamento_retangular^2)
    );
86 tensao_max_retangular_aprimorada= (
    tensao_retangular_aprimorada/2)+sqrt(((
    tensao_retangular_aprimorada/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_retangular_aprimorada^2));
87
88 tensao_min_I= (tensao_I/2)-sqrt(((tensao_I/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_I^2));
89 tensao_min_C= (tensao_C/2)-sqrt(((tensao_C/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_C^2));
90 tensao_min_retangular= (tensao_retangular/2)-sqrt(((
    tensao_retangular/2)^2)+(tensao_cisalhamento_retangular^2)
    );
91 tensao_min_retangular_aprimorada= (
    tensao_retangular_aprimorada/2)-sqrt(((
    tensao_retangular_aprimorada/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_retangular_aprimorada^2));
92
93 VonMises_I = sqrt((tensao_max_I^2)-((tensao_max_I)*
    tensao_min_I)+(tensao_min_I^2))
```



```
94 VonMises_C = sqrt((tensao_max_C^2)-((tensao_max_C)*
    tensao_min_C)+(tensao_min_C^2))
95 VonMises_retangular = sqrt((tensao_max_retangular^2)-((
    tensao_max_retangular)*tensao_min_retangular)+(
    tensao_min_retangular^2))
96 VonMises_retangular_aprimorada = sqrt((
    tensao_max_retangular_aprimorada^2)-((
    tensao_max_retangular_aprimorada)*
    tensao_min_retangular_aprimorada)+(
    tensao_min_retangular_aprimorada^2))
```

A.4 Cálculo das tensões na longarina

```
1 cortante_maximo=25099.7510;
2 momento_maximo=34018.3377;
3
4 momento_inercia_ret=11400000/1000000; % Momento de inercia I
    otimizada [m^4]
5 momento_inercia_i=24400000/1000000; % Momento de inercia I
    otimizada [m^4]
6 momento_inercia_i_mod=16900000/1000000; % Momento de inercia
    I otimizada [m^4]
7
8 altura=190/100;
9 y=altura/2; % Distancia da linha neutra
10
11 tensao_maxima_flexao_ret=(momento_maximo*y)/
    momento_inercia_ret; % Tensao maxima para secao retangular
    (MPa)
12 tensao_maxima_flexao_i=(momento_maximo*y)/momento_inercia_i;
    % Tensao maxima para secao retangular (MPa)
13 tensao_maxima_flexao_i_mod=(momento_maximo*y)/
    momento_inercia_i_mod; % Tensao maxima para secao
    retangular (MPa)
14
15 A_ret=3800/1000000; % Area da secao retangular
16 A_i=5400/1000000; % Area da secao I
17 A_i_mod=2660/1000000; % Area da secao I otimizada
18
```

```
19 Q_ret=(A_ret/2)*(y/2);
20 Q_i=(A_i/2)*(0.0656); % Clear Calcs para encontrar
21 Q_i_mod=(A_i_mod/2)*(0.0751);
22
23 tensao_maxima_cisalhamento_ret=((cortante_maximo*Q_ret)/(
    momento_inercia_ret*0.02));
24 tensao_maxima_cisalhamento_i=((cortante_maximo*Q_i)/(
    momento_inercia_i*0.02));
25 tensao_maxima_cisalhamento_i_mod=((cortante_maximo*Q_i_mod)/(
    momento_inercia_i_mod*0.005));
```

A.5 Cálculo das tensões máximas e mínimas para cada seção da longarina

```
1 format long
2
3 t=0.002;
4 V=25099.7510;
5 Q=0.00010445;
6 I=0.0000178543;
7 Momento=34018.3377;
8 y=0.085;
9 torsor=2498.42921;
10 A=0.1*0.19;
11
12 t_cisalhamento=(V*Q)/(I*t)
13 sigma=(Momento)*y/I
14 t_torca=(torsor)/(2*2*A*t)
15
16 tensao=t_torca+t_cisalhamento;
17
18 tensao_I=176.947956;
19 tensao_C=176.947956;
20 tensao_retangular=159.114465;
21 tensao_retangular_aprimorada=sigma/10^6;
22
23 torcao_I=168.338858;
24 torcao_C=172.206493;
25 torcao_retangular=13.1496316;
```

```
26 torcao_retangular_aprimorada=t_torcao/10^6;
27
28 cisalhamento_I=29.7018347;
29 cisalhamento_C=29.7018347;
30 cisalhamento_retangular=15.5863191;
31 cisalhamento_retangular_aprimorada=t_cisalhamento/10^6;
32
33 tensao_cisalhamento_I=torcao_I+cisalhamento_I;
34 tensao_cisalhamento_C=torcao_C+cisalhamento_C;
35 tensao_cisalhamento_retangular=torcao_retangular+
    cisalhamento_retangular;
36 tensao_cisalhamento_retangular_aprimorada=
    torcao_retangular_aprimorada+
    cisalhamento_retangular_aprimorada;
37
38 tensao_max_I= (tensao_I/2)+sqrt(((tensao_I/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_I^2));
39 tensao_max_C= (tensao_C/2)+sqrt(((tensao_C/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_C^2));
40 tensao_max_retangular= (tensao_retangular/2)+sqrt(((
    tensao_retangular/2)^2)+(tensao_cisalhamento_retangular^2)
    );
41 tensao_max_retangular_aprimorada= (
    tensao_retangular_aprimorada/2)+sqrt(((
    tensao_retangular_aprimorada/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_retangular_aprimorada^2));
42
43 tensao_min_I= (tensao_I/2)-sqrt(((tensao_I/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_I^2));
44 tensao_min_C= (tensao_C/2)-sqrt(((tensao_C/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_C^2));
45 tensao_min_retangular= (tensao_retangular/2)-sqrt(((
    tensao_retangular/2)^2)+(tensao_cisalhamento_retangular^2)
    );
46 tensao_min_retangular_aprimorada= (
    tensao_retangular_aprimorada/2)-sqrt(((
    tensao_retangular_aprimorada/2)^2)+(
    tensao_cisalhamento_retangular_aprimorada^2));
47
```

```
48 VonMises_I=(tensao_max_I^2)-((tensao_max_I)*tensao_min_I)+(
    tensao_min_I^2)
49 VonMises_C=(tensao_max_C^2)-((tensao_max_C)*tensao_min_C)+(
    tensao_min_C^2)
50 VonMises_retangular=(tensao_max_retangular^2)-((
    tensao_max_retangular)*tensao_min_retangular)+(
    tensao_min_retangular^2)
51 VonMises_retangular_aprimorada=(
    tensao_max_retangular_aprimorada^2)-((
    tensao_max_retangular_aprimorada)*
    tensao_min_retangular_aprimorada)+(
    tensao_min_retangular_aprimorada^2)
52
53 if VonMises_I>(345^2)
54     disp('Secao_I"Falhou')
55 else
56     disp('Secao_I"Validada')
57 end
58
59 if VonMises_C>(345^2)
60     disp('Secao_C"Falhou')
61 else
62     disp('Secao_C"Validada')
63 end
64
65 if VonMises_retangular>(345^2)
66     disp('Secao_retangular_Falhou')
67 else
68     disp('Secao_retangular_Validada')
69 end
70
71 if VonMises_retangular_aprimorada>(345^2)
72     disp('Secao_retangular_Aprimorada_Falhou')
73 else
74     disp('Secao_retangular_Aprimorada_Validada')
75 end
```

APÊNDICE B – Momento torsor

$$M'_{c/4} = L' \left(\frac{1,422}{4} - x_{cp} \right) \quad (\text{B.1})$$

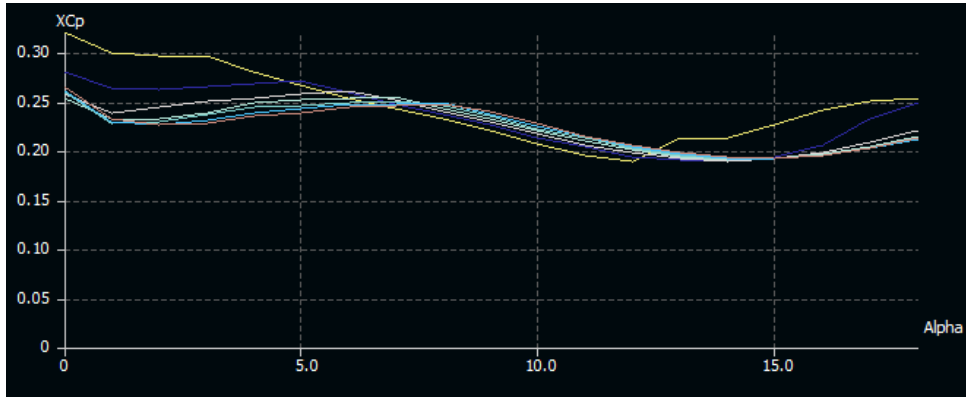


Figura 68 – Posição x_{cp} pelo Alpha para o NACA 23013.5

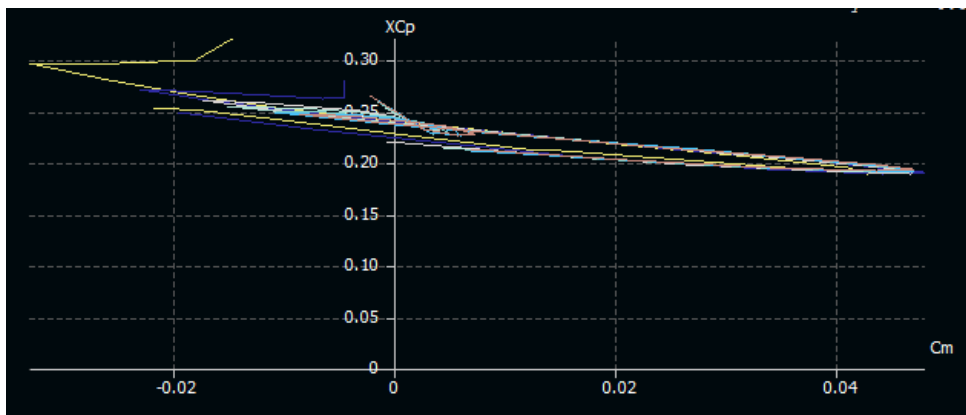


Figura 69 – Posição x_{cp} pelo C_m o NACA 23013.5

Em voo, considerando o NACA 23013.5 o maior x_{cp} encontrado foi de 0,26c, considerando ângulo de ataque de 18°. Com isso, teremos:

$$M'_{c/4} = L' (0,3555 - 0,36972) \quad (\text{B.2})$$

$$M'_{c/4} = L' (-0,01422) \quad (\text{B.3})$$

$$M'_{c/4} = 27720 (-0,01422) \quad (\text{B.4})$$

$$M'_{c/4} = -394,18 \text{ N.m} \quad (\text{B.5})$$

APÊNDICE C – Criação do material Al 2024-T3 no Ansys e Aplicação conexão

Outline of Schematic S2: Engineering Data			
A	B	C	D
1	Contents of Engineering Data	Source	Description
2	Material		
3	Aluminum alloy 2024, T3		Aluminum, 2024-T3
Properties of Outline Row 3: Aluminum alloy 2024, T3			
A	B	C	D
Property	Value	Unit	
Material Field Variables	Table		
Density	2780	kg m ⁻³	
Isotropic Elasticity			
Derive from	Shear Modulus and Poisson's Ratio		
Young's Modulus	73100	MPa	
Poisson's Ratio	0,33		
Bulk Modulus	7,1667E+10	Pa	
Shear Modulus	2,7481E+10	Pa	
Tensile Yield Strength	360	MPa	
Compressive Yield Strength	324	MPa	
Tensile Ultimate Strength	483	MPa	
Compressive Ultimate Strength	469	MPa	

Figura 70 – Criação do material Al 2024-T3 no ambiente do Engineering Data

Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Contact	1 Face
Target	1 Face
Contact Bodies	Part2
Target Bodies	Part2
Protected	No
Definition	
Type	Bonded
Scope Mode	Manual
Behavior	Program Controlled
Trim Contact	Program Controlled

Figura 71 – Conexão de todos os componentes pelo tipo Bonded

APÊNDICE D – CAD da estrutura da longarina com as nervuras

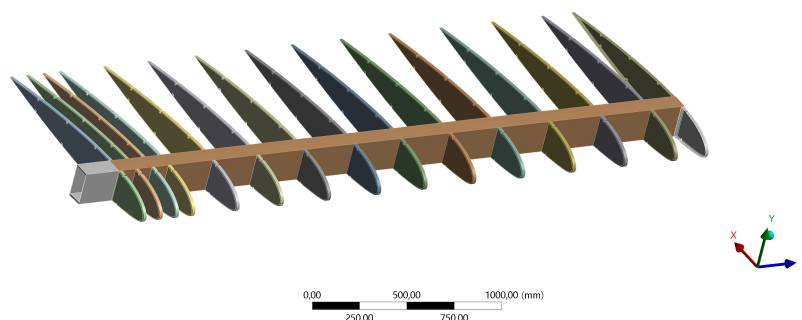


Figura 72 – Visão frontal da estrutura da longarina de Seção Retangular em conjunto com as nervuras

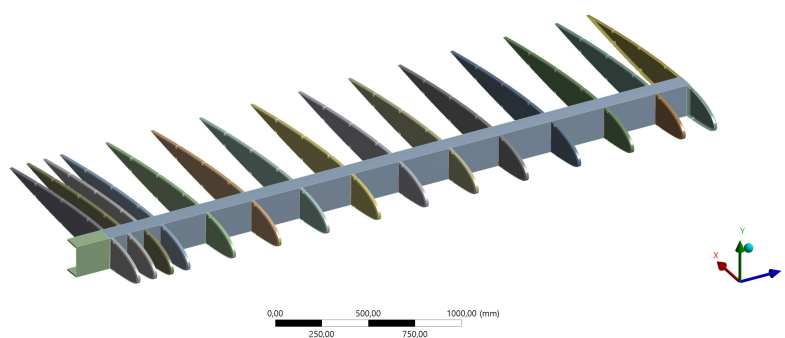


Figura 73 – Visão frontal da estrutura da longarina de Seção C em conjunto com as nervuras

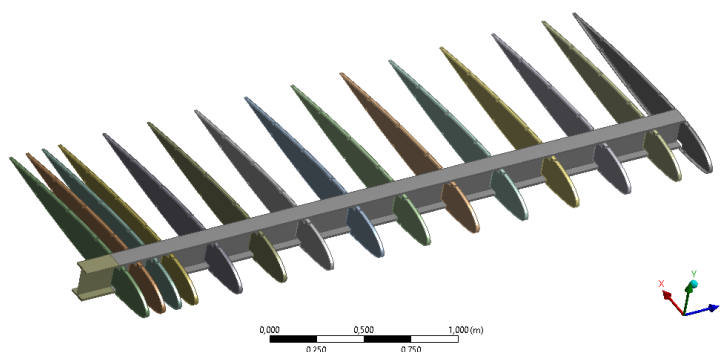


Figura 74 – Vista frontal da estrutura contendo a longarina de seção I com as nervuras

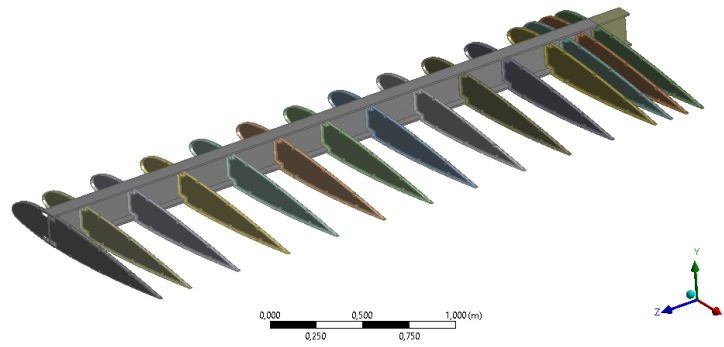


Figura 75 – Vista traseira da estrutura da longarina de seção I com as nervuras

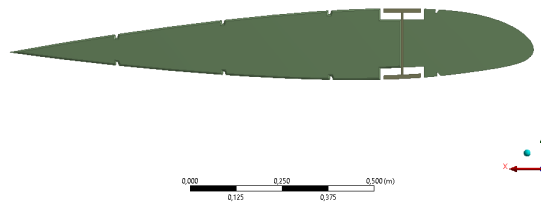


Figura 76 – Vista do perfil aerodinâmico contendo a longarina de seção I

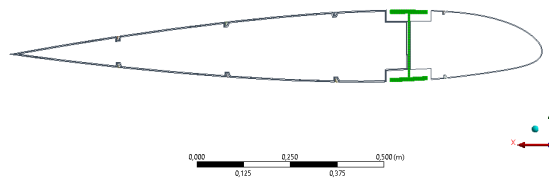


Figura 77 – Vista do desenho do perfil aerodinâmico contendo a longarina de seção I

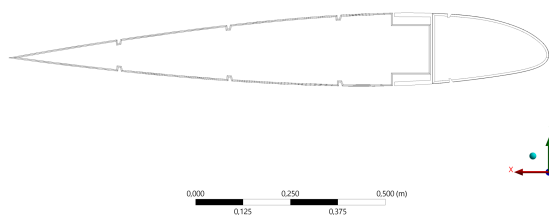


Figura 78 – Vista do desenho do perfil aerodinâmico contendo a longarina de seção C

Model

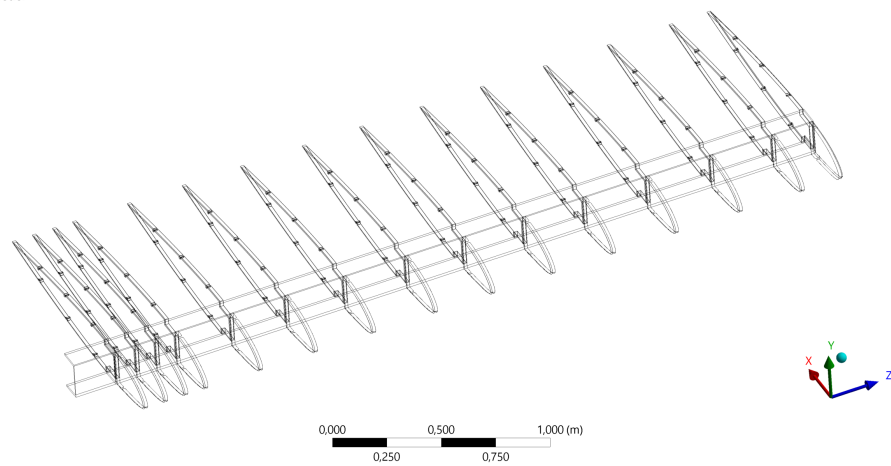


Figura 79 – Visão frontal do esquemático da estrutura

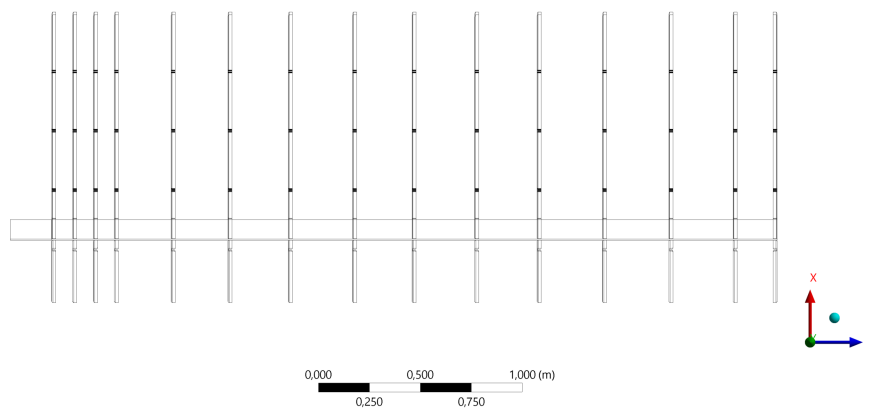


Figura 80 – Visão superior do esquemático da estrutura

APÊNDICE E – Resultados "BEAM" e elemento sólido por Ansys Workbench

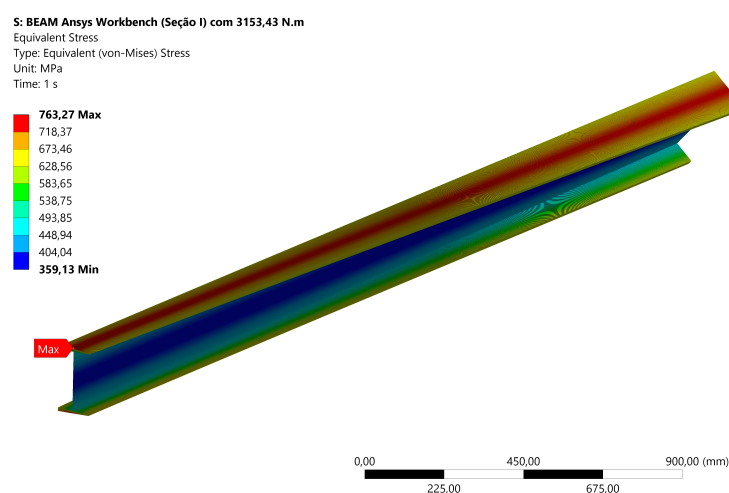


Figura 81 – Tensão equivalente de Von Mises para seção "I" por *BEAM* Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m

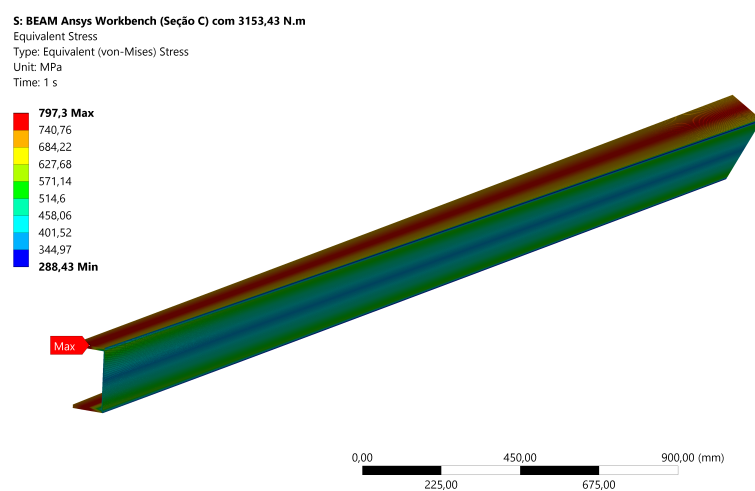


Figura 82 – Tensão equivalente de Von Mises para seção "C" por *BEAM* Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m

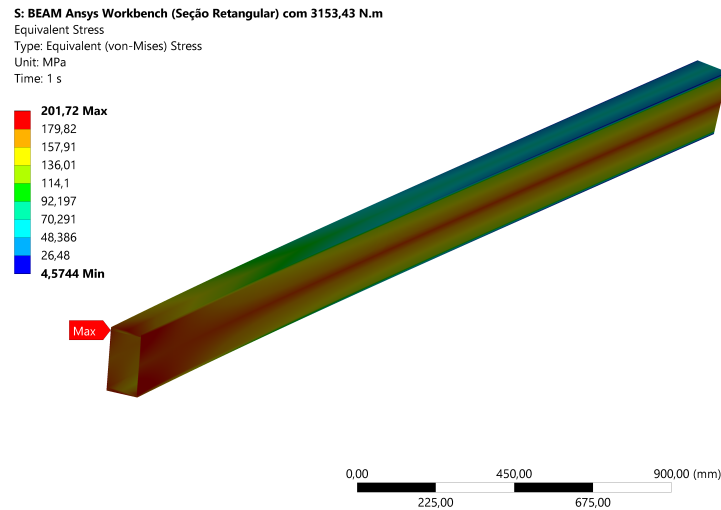


Figura 83 – Tensão equivalente de Von Mises para seção retangular por *BEAM* Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m

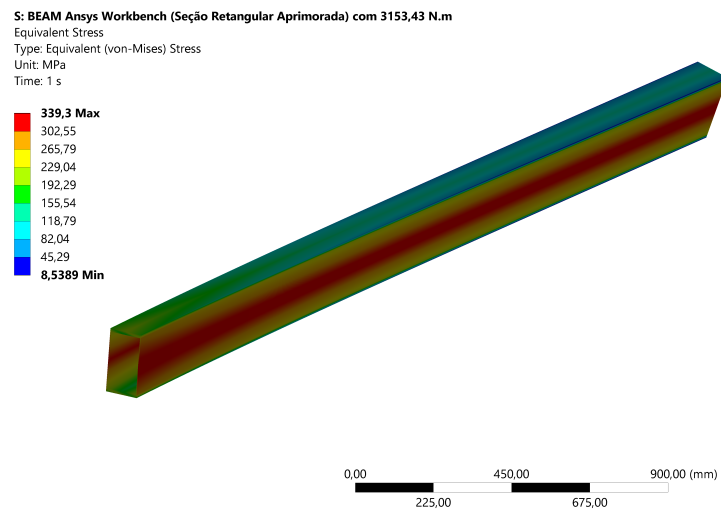


Figura 84 – Tensão equivalente de Von Mises para seção retangular aprimorada por *BEAM* Ansys Workbench considerando $M'_{c/4} = -3153,43$ N.m

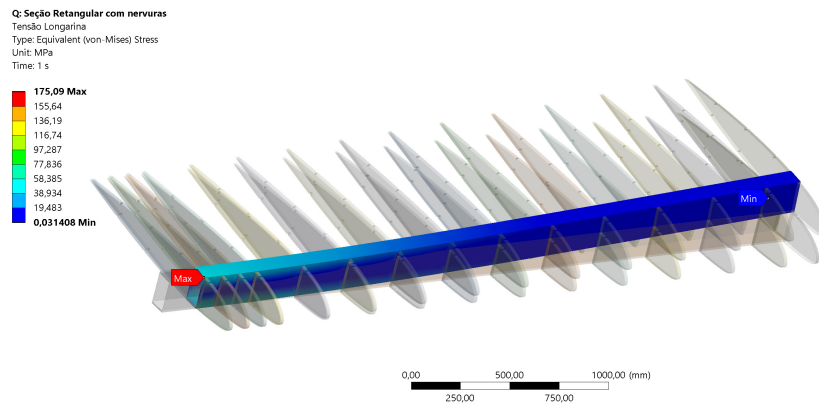


Figura 85 – Resultado por elemento sólido da longarina no Ansys Workbench para Seção Retangular

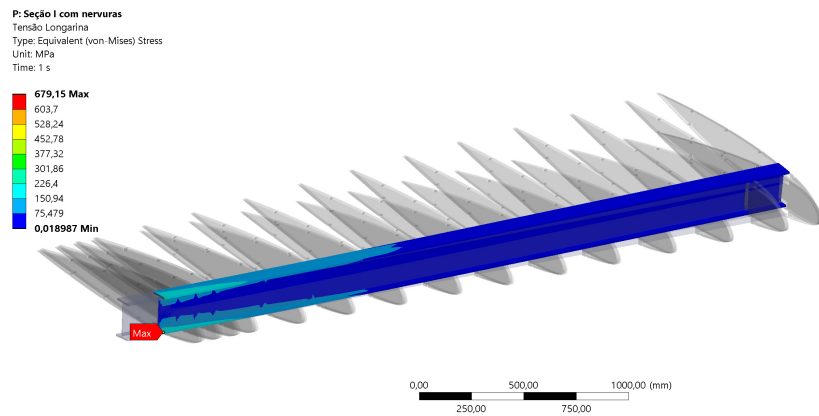


Figura 86 – Resultado por elemento sólido da longarina no Ansys Workbench para Seção I

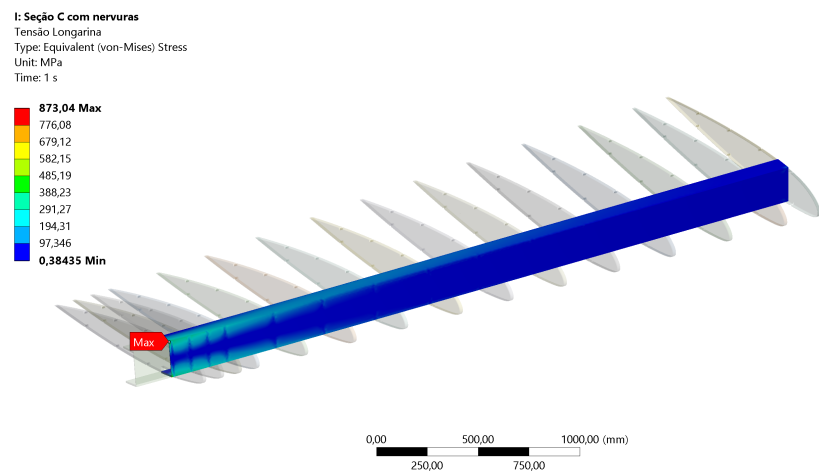


Figura 87 – Resultado por elemento sólido da longarina no Ansys Workbench para Seção C

Anexos

ANEXO A – Emenda nº 11 ao RBAC nº 01

Emenda nº 11 ao RBAC nº 01, intitulado “Definições, regras de redação e unidades de medida para uso nos RBAC”, em 13 de julho de 2022 foi publicada uma resolução ([ANAC, 2022b](#)):

01.1 Aeronave leve esportiva ...

(4) - I velocidade de estol (VS0), na configuração de pouso, com flaps estendidos, menor ou igual a 61 knots CAS no peso máximo de decolagem certificado e centro de gravidade mais crítico.

.....

(14) - I Caso a aeronave seja um avião, adicionalmente admitem-se as seguintes características:

(i) peso máximo de decolagem menor ou igual a 1.361 kg (3.000 lb) para avião a ser operado a partir do solo apenas ou 1.531 kg (3.375 lb) para avião a ser operado a partir da água.

(ii) velocidade máxima em voo nivelado com potência máxima contínua (VH) menor ou igual a 185 knots CAS, sob condições atmosféricas padrão ao nível do mar.

(iii) assentos para não mais do que quatro pessoas, incluindo o piloto.

(iv) uma unidade de propulsão elétrica.

(v) uma hélice de passo variável. (NR).

ANEXO B – Parâmetros operacionais da RBAC 23

Parâmetros operacionais demonstrando cumprimento com os requisitos da RBAC 23 (ANAC, 2019).

23.2200 Envelope de projeto estrutural.

O requerente deve determinar o envelope de projeto estrutural, o qual descreve a extensão e os limites de projeto do avião e os parâmetros operacionais para os quais o requerente demonstrará cumprimento com os requisitos desta subparte.

O requerente deve considerar todo o projeto do avião e os parâmetros operacionais que afetem cargas estruturais, resistências, durabilidade e aeroelasticidade, incluindo:

(a) Velocidades de projeto estrutural, velocidades de descida para pouso, e qualquer limitação de velocidade no ar a qual o requerente deva mostrar cumprimento com os requisitos desta subparte. As velocidades de projeto estrutural devem:

(1) Ser suficientemente maiores que a velocidade de estol do avião para prevenir a perda de controle em ar turbulento;

(2) Fornecer margens suficientes para o estabelecimento de velocidades limites operacionais praticáveis.

(b) Fatores de carga de manobra de projeto não menores que aquelas nas quais o histórico de serviço mostre poder ocorrer dentro do envelope de projeto estrutural.

(c) Propriedades inerciais incluindo peso, centro de gravidade e momentos de inércia de massa, levando em conta:

(1) Cada peso crítico, do peso vazio da aeronave até o peso máximo;

(2) O peso e distribuição dos ocupantes, carga paga, e combustível.

(d) Características dos sistemas de controle de avião, incluindo amplitude de movimento e tolerâncias para superfícies de controle, dispositivos de aumento de sustentação, ou outras superfícies móveis.

(e) Cada altitude crítica até a altitude máxima

23.2230 Cargas limites e finais.

O requerente deve determinar: (a) As cargas limites, as quais são iguais às cargas estruturais de projeto, a não ser que seja determinado de outra forma em algum outro lugar neste regulamento;

(b) As cargas finais, as quais são iguais às cargas limites multiplicados por um fator de segurança de 1,5 a não ser que seja determinado de outra forma neste regulamento.

23.2235 Resistência estrutural.

A estrutura deve suportar:

(a) Cargas limites sem:

- (1) Interferência com a operação segura do avião;
- (2) Deformações permanentes prejudiciais.

(b) Cargas finais