

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

Análise estática preliminar da asa de uma aeronave leve com montante duplo

Autor: Carlos Eduardo Palhares Pettengill
Orientadora: Profa. Dra. Polliana Cândida Oliveira Martins
Coorientador: Prof. Dr. Artem Andrianov

Brasília, DF
2021



Carlos Eduardo Palhares Pettengill

**Análise estática preliminar da asa de uma aeronave leve
com montante duplo**

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: Profa. Dra. Polliana Cândida Oliveira Martins

Coorientador: Prof. Dr. Artem Andrianov

Brasília, DF

2021

Carlos Eduardo Palhares Pettengill

Análise estática preliminar da asa de uma aeronave leve com montante duplo/
Carlos Eduardo Palhares Pettengill. – Brasília, DF, 2021-
121 p. : il. ; 30 cm.

Orientador: Profa. Dra. Polliana Cândida Oliveira Martins

Coorientador: Prof. Dr. Artem Andrianov

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2021.

1. Análise estrutural. 2. Asa com montante. I. Profa. Dra. Polliana Cândida
Oliveira Martins. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV.
Análise estática preliminar da asa de uma aeronave leve com montante duplo

CDU 02:141:005.6

Carlos Eduardo Palhares Pettengill

Análise estática preliminar da asa de uma aeronave leve com montante duplo

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, 4 de novembro de 2021:

**Profa. Dra. Polliana Cândida Oliveira
Martins**
Orientadora

Prof. Dr. Artem Andrianov
Coorientador

**Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva
Carneiro**
Convidado 1

**Prof. Me. Luís Fernando Balduino de
Sousa**
Convidado 2

Brasília, DF
2021

Dedico este trabalho ao meu pai, Vergílio Adolfo Pettengill (in memoriam), responsável por impulsionar todo o meu fascínio por aviões e engenharia, bem como por ter me inspirado desde cedo a ser o homem que hoje sou.

Agradecimentos

Agradeço imensamente a minha família por todo o apoio, compreensão e confiança depositada no decurso dos últimos anos. Principalmente a minha mãe, Ruthy Maria Gomes Palhares, e a minha avó, Maria Cecília Gomes Palhares (*in memoriam*); sem elas, nada disso seria possível. Aos meus irmãos, Luiz Guilherme Palhares Pettengill e Norma Cecília Palhares Pettengill, por sempre terem me apoiado e acompanhado ao longo de toda essa trajetória - tão importante para mim - de graduação no curso de Engenharia Aeroespacial. Ao memorável corpo docente da Universidade de Brasília, Faculdade do Gama, indispensáveis a essa conquista, pois foi com base em sua vasta qualificação e predisposição em transmitir conhecimentos que minha formação acadêmica foi construída. Em especial, a minha orientadora, Professora Polliana Cândida Oliveira Martins, ao meu coorientador, Artem Andrianov, e ao Professor Sérgio Henrique da Silva Carneiro; sem dúvidas, os maiores responsáveis pelo meu crescimento como engenheiro e pela minha aderência ao estudo da Aeronáutica. Cultivarei sempre profundas gratidão e admiração. Por fim, mas não menos importante, aos meus colegas Nicholas de Capdeville e Antonino Salustiano Martis, por terem compartilhado comigo boa parte dessa caminhada, tanto nas adversidades quanto nos êxitos, ao ponto de se tornarem não só futuros colegas de profissão, como também grandes amigos.

*“Across the clouds I see my shadow fly
Out of the corner of my watering eye
A dream unthreatened by the morning light
Could blow this soul right through the roof of the night
There’s no sensation to compare with this
Suspended animation, a state of bliss
Can’t keep my mind from the circling sky
Tongue-tied and twisted, just an earth-bound misfit, I”
(Learning to Fly - Pink Floyd)*

Resumo

A análise estrutural é um processo intrínseco e indispensável a qualquer projeto de aeronave. Mediante sua utilização, o projetista consegue avaliar e prever o comportamento de uma estrutura em resposta à aplicação de carregamentos predeterminados, usualmente relacionados a condições de voo e a requisitos da aeronave. Esse processo possibilita que o projeto final atenda aos critérios de segurança e performance exigidos pelas normas técnicas que regem a indústria aeronáutica, reduzindo assim a ocorrência de falhas estruturais. A autorização de novos projetos de aeronave demanda certificação prévia junto às instituições responsáveis por emitir o certificado de aeronavegabilidade, específico à cada classe de avião. Para tanto, critérios mínimos de resistência estrutural devem ser observados. Sob tal ótica, o atual trabalho teve como foco a avaliação dos componentes estruturais, em nível de projeto, da asa de uma aeronave STOL CH 701, da *Zenith Aircraft Company*. Esse modelo ainda não consta na lista de aprovação da ANAC, mas já possui certificação em diversos outros países. Tendo isso em vista, o processo de análise adotado buscou verificar se o projeto da aeronave de referência atende as exigências mínimas dispostas na norma internacional F2245-18. Para tal finalidade, foi utilizado um método de revisão de projeto baseado na aplicação de engenharia reversa sobre o dimensionamento da estrutura da asa, considerando um caso básico de carregamento estático e os limites estruturais informados pelo fabricante. Levando em conta a configuração geométrica da asa do STOL CH 710 e as cargas aerodinâmicas estimadas, foi proposto um modelo analítico simplificado. Com base nisso, as forças de reação foram calculadas e os esforços internos foram obtidos para cada um dos principais membros estruturais. As regiões submetidas às maiores concentrações de tensão foram avaliadas e o dimensionamento das peças foi comparado aos limites estruturais dos materiais em atendimento ao prescrito pela norma técnica.

Palavras-chave: análise estrutural. asa. montante duplo. aeronave leve esportiva.

Abstract

Structural analysis is an intrinsic and indispensable process to any aircraft project. Through its use, the designer can predict the behavior of the structure in response to the application of certain preestablished loading conditions usually related to flight conditions and requirements of the aircraft. This process allows the final project to ensure that it meets the safety and performance criteria required by technical standards in order to reduce the probability of structural failure. The authorization of new aircraft projects requests prior certification of the responsible institutions which issue the certificate of airworthiness proper for the aircraft class. Therefore, the standards sets some structural criteria which the aircraft must comply with. In this sense, this paper was focused on the evaluation of the structural members of the wing of a Zenith Aircraft Company STOL CH 701 at its project level. This model is not yet on the ANAC approval list but has already been certified in several other countries. Thus the structural analysis of the project sought to verify whether the aircraft meets the regulatory requirements of F2245-18 standard. A design review method based on the application of reverse engineering over the structural parts sizing was used for such purpose, considering a basic case of aerodynamic static loading and to the structural limits informed by the manufacturer. A simplified analytical model was suggested taking into account the geometric configuration of the wing as also the estimated loading. The reaction forces were calculated considering the boundary conditions established in the mathematical model and the internal forces were obtained for each structural element. The regions subjected to the highest stress concentrations were evaluated and the parts sizing was compared to the materials resistance parameters in accordance to the regulatory standards.

Key-words: Structural Analysis. Strut braced wing. Double strut. Light-Sport Aircraft.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Frota de aeronaves - Aviação Geral. (ABAG, 2015)	30
Figura 2 – Características de uma ALE. (MAGAZINE, 2014)	36
Figura 3 – Tabela: Parâmetros para fatores de carga. (RAYMER, 2018)	39
Figura 4 – Diagrama v-n de referência. (ASTM F2245-18)	40
Figura 5 – Envelope de voo padrão. (ASTM F2245-18)	41
Figura 6 – Desenho - STOL CH 701. (COMPANY, 2019)	43
Figura 7 – Comparativo dos perfis de aerofólio. (autor)	45
Figura 8 – Escoamento do ar em torno da asa. (HEINTZ, 2001)	45
Figura 9 – Comparativo dos perfis de aerofólio. (HEINTZ, 2001)	46
Figura 10 – Comparativo dos perfis de aerofólio. (HEINTZ, 2001)	46
Figura 11 – Comparativo dos perfis de aerofólio. (HEINTZ, 2001)	47
Figura 12 – Visibilidade do STOL CH 701. (HEINTZ, 2001)	47
Figura 13 – Componentes estruturais da asa. (HANGAR33, 2015)	49
Figura 14 – Estrutura da asa. Adaptado de (COMPANY, 2019)	50
Figura 15 – Ponto de fixação asa-fuselagem. (COMPANY, 2019)	51
Figura 16 – Cantilever vs. Semicantilever (HANGAR33, 2015)	52
Figura 17 – Comfiguração dos jury. (LONGO, 2010)	52
Figura 18 – Fixação do montante na fuselagem. (LONGO, 2010)	53
Figura 19 – Forças atuantes no avião. (MAGAZINE, 2014)	53
Figura 20 – Forças aerodinâmicas na asa. (MEGSON, 2013)	55
Figura 21 – Momento fletor secundário. Adaptado de: (RAYMER, 2018)	57
Figura 22 – Pino sobre cisalhamento duplo (JOHNSTON, 2009)	59
Figura 23 – Tensão de esmagamento em conxões. (JOHNSTON, 2009)	60
Figura 24 – Forças aerodinâmicas na asa. Adaptado de (RAYMER, 2018)	62
Figura 25 – Comparação de distribuição retangular e elíptica. (GUDMUNDSSON, 2013)	65
Figura 26 – Comparativo dos aerofólios (XFRL5).	66
Figura 27 – Modelos de asa - XFRL5. (autor)	67
Figura 28 – Geometria: Asa retangular - XFRL5.(autor)	68
Figura 29 – Análise estrutural. (MARTHA, 2015)	69
Figura 30 – Áreas da seção transversal. (autor)	71
Figura 31 – Idealização estrutural. Adaptado de (COMPANY, 2019)	72
Figura 32 – Modelo de barra simplificado. Adaptado de (COMPANY, 2019)	72
Figura 33 – Modelo simplificado. Adaptado de (HIBBLER, 2015)	73
Figura 34 – Idealização estrutural. (GUDMUNDSSON, 2013)	75
Figura 35 – Modelo simplificado. (GUDMUNDSSON, 2013)	76

Figura 36 – Resultante das forças. (GUDMUNDSSON, 2013)	77
Figura 37 – Equilíbrio de forças. (GUDMUNDSSON, 2013)	78
Figura 38 – Excesso de sustentação na ponta da asa. (GUDMUNDSSON, 2013) . . .	79
Figura 39 – Modelo simplificado em barras. Adaptado de (COMPANY, 2019) . . .	80
Figura 40 – Distribuição de sustentação idealizada. (autor)	81
Figura 41 – Cotas do perfil da asa. (BRUHN, 1973)	81
Figura 42 – Diagrama de corpo livre: longarina frontal. (autor)	82
Figura 43 – Diagrama de corpo livre: longarina traseira. (autor)	82
Figura 44 – Momento torsor, fletor e cortante. (autor)	83
Figura 45 – Posição de maior momento fletor. Adaptado de (COMPANY, 2019) . . .	84
Figura 46 – Células da seção da asa.(autor)	84
Figura 47 – Células da seção da asa. Adaptado de (BRUHN, 1973)	85
Figura 48 – Conexão asa-fuselagem. (Adaptado de: manual Zenith)	86
Figura 49 – Estado de tensão diagonal. (MUTEB; HASAN, 2020)	87
Figura 50 – Conexão frontal asa-fuselagem. Adaptado de (COMPANY, 2019) . . .	88
Figura 51 – Conexão traseira asa-fuselagem. Adaptado de (COMPANY, 2019) . . .	88
Figura 52 – Região da conexão asa-fuselagem. (Adaptado de: manual Zenith) . . .	89
Figura 53 – Conexão asa-fuselagem. Adaptado de (COMPANY, 2019)	90
Figura 54 – Representação das forças. Adaptado de (COMPANY, 2019)	92
Figura 55 – Momento fletor secundário. (autor)	94
Figura 56 – Efeitos da variação do momento de inércia. (autor)	94
Figura 57 – Linha de aplicação da força. Adaptado de (COMPANY, 2019)	96
Figura 58 – Ajuste no modelo. Adaptado de (COMPANY, 2019)	98
Figura 59 – DMF da hipótese 2. Adaptado de (COMPANY, 2019)	98
Figura 60 – Fluxo de cisalhamento na longarina. (autor)	99
Figura 61 – Rotina 1.1 - Matlab	107
Figura 62 – Rotina 1.2 - Matlab	108
Figura 63 – Rotina 2.1 - Matlab	109
Figura 64 – Rotina 2.2 - Matlab	110
Figura 65 – ALEs autorizadas no Brasil. (ANAC, 2014)	113
Figura 66 – Norma F2245-18, item 5. (ABAG, 2015)	116
Figura 67 – Gráficos e parâmetros de flambagem. (RAYMER, 2018)	117
Figura 68 – Condições atmosféricas. (TOOLBOX, 2003)	119
Figura 69 – Gráfico para estimar n3. (ASTM F2245-18)	121

Lista de tabelas

Tabela 1 – Parâmetros aerodinâmicas para diferentes ângulos de ataque	67
Tabela 2 – Propriedades das ligas metálicas	74
Tabela 3 – Reações na fuselagem	91
Tabela 4 – Forças axiais nos membros	92
Tabela 5 – Esforços internos máximos	93
Tabela 6 – Propriedades dos materiais	95
Tabela 7 – Verificação do dimensionamento dos membros estruturais	95
Tabela 8 – Verificação do dimensionamento dos parafusos	97
Tabela 9 – Tensões de esmagamento do Al 6061-T6	97
Tabela 10 – Verificação da maior tensão nas conexões	99

Lista de abreviaturas e siglas

Fig.	Figura
Eq.	Equação
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ABAG	Associação Brasileira de Aviação Geral
AG	Aviação Geral
ALE	Aeronave Leve Esportiva
ASTM	Associação Americana para Testes e Materiais
BNDES	Banco Nacional de Desenvolvimento
CFD	Computational Fluid Dynamics
EASA	Agência Europeia para Segurança na Aviação
FAA	Administração Federal de Aviação
RBAC	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil
STOL	<i>Short Take-off and Landing</i>
Tab.	Tabela
VFR	Regras de Voo Visual

Lista de símbolos

a	Comprimento máximo da região externa da asa
A	Área
A_c	Área da seção circular
A_p	Área projetada
B	Área do Boom
$B1$	Área do Boom nº 1
b	Largura da placa
$b/2$	Meia envergadura
$C1$	Coefficiente da equação de momento secundário
$C2$	Coefficiente da equação de momento secundário
$C_{l,max}$	Coefficiente máximo de sustentação
$C_{l,min}$	Coefficiente mínimo de sustentação
C_p	Coefficiente de arrasto aerodinâmico
C_{MGC}	Centro da corda média aerodinâmica
C_m	Coefficiente do momento aerodinâmico
cm^3	Centímetro cúbico
$D1$	Coefficiente da equação de momento secundário
$D2$	Coefficiente da equação de momento secundário
dA	Diferencial de área
ds	Diferencial de comprimento
E	Módulo de elasticidade
F	Força
F_x, F_y, F_z	Forças nas direções x, y e z

$F_{buckling}$	Força limite para flambagem
g	Aceleração da gravidade
G	Módulo de cisalhamento
GPa	Giga Pascal
h	Altura
I	Momento de inércia
I_x	Momento de inércia em relação ao eixo x
I_{xx}	Momento principal de inércia no eixo x
I_y	Momento de inércia em relação ao eixo y
I_{yy}	Momento principal de inércia no eixo y
I_z	Momento de inércia em relação ao eixo z
I_{zz}	Momento principal de inércia no eixo z
I_{xy}	Produto de inércia no eixo xy
I_{xz}	Produto de inércia no eixo xz
I_{zy}	Produto de inércia no eixo zy
j	Parâmetro de rigidez da barra
K	Coefficiente de flambagem
kg	Quilogramas
km/h	Unidade de velocidade em quilômetros por hora
$knotsCAS$	Unidade de velocidade em nós
L	Resultante de sustentação
L_e	Comprimento equivalente da barra
$L'(y)$	Sustentação no ponto y
$L(y)_S$	Sustentação por aproximação de Schrenk
$L(y)_T$	Sustentação devido à distribuição trapezoidal
$L(y)_E$	Sustentação devido à distribuição elíptica

$L(y)_R$	Sustentação devido à distribuição retangular
M	Momento
$M1$	Momento na extremidade esquerda da barra
$M2$	Momento na extremidade direita da barra
Mx	Momento em torno do eixo x
My	Momento em torno do eixo y
m	Metro
m^2	Metro quadrado
m^3	Metro cúbico
mm	Milímetro
mm^2	Milímetro quadrado
mm^3	Milímetro cúbico
$M_x^{ext}(y)$	Momento fletor na região externa da asa
$M_x^{int}(y)$	Momento fletor na região interna da asa
N	Newton
n_{lim}	Fator de carga limite
n_{lim}	Fator de carga último
P	Pressão
q	Fluxo de cisalhamento
q_o	Fluxo de cisalhamento inicial
q_s	Fluxo de cisalhamento na posição s
R	Reação no apoio
Re	Número de Reynolds
Re_{min}	Número de Reynolds mínimo
Re_{max}	Número de Reynolds máximo
s	segundo

S	Distância tomada de um ponto arbitrário
S_a	Área da asa
S_x	Força de cisalhamento no eixo x
S_y	Força de cisalhamento no eixo y
T	Torque
Th	Empuxo
t	Espessura
t_D	Espessura
V	Esforço cortante transversal
V_a	Velocidade de manobra
V_f	Velocidade em F
V_{ne}	Velocidade que nunca deve ser excedida
V_∞	Velocidade no ponto infinito do escoamento
VH	Potência máxima contínua
VRF	Regras de voo visual
$V_y^{ext}(y)$	Esforço cortante vertical na região externa da asa
x	Distância ao longo do eixo x
x_m	Posição do máximo momento fletor secundário
X_{cp}	Posição do centro aerodinâmico de pressão
W	Peso
W_0	Peso bruto de decolagem
$w_y/2$	Carga distribuída na direção do eixo y
$w_f/2$	Carga distribuída sobre a longarina
y_{max}	Distância máxima sobre o eixo da longarina
y	Posição sobre o eixo da longarina
y_{min}	Distância mínima sobre o eixo da longarina

z	Distância ao longo do eixo z
α	Ângulo de ataque
ϕ	Diâmetro
Γ_0	Circulação média
$\Gamma(y)$	Função de circulação
λ	<i>slenderness ratio</i>
λ_a	Afilamento da asa
μ	Viscosidade cinemática
ν	Viscosidade dinâmica
ρ	Densidade
ρ_∞	Densidade no ponto infinito do escoamento
σ_{adm}	Tensão admissível
σ_{med}	Tensão normal média
σ_u	Tensão última
$\sigma_{1,2,3}$	Tensões principais
τ	Tensão de cisalhamento
τ_{adm}	Tensão de cisalhamento admissível
τ_{med}	Tensão de cisalhamento média
τ_v	Tensão de cisalhamento devido a cargas transversais
τ_v	Tensão de cisalhamento gerada por torque

Sumário

1	INTRODUÇÃO	29
1.1	CONTEXTUALIZAÇÃO E MOTIVAÇÃO	29
1.2	OBJETIVOS	31
1.2.1	Objetivo Geral	31
1.2.2	Objetivo Específico	31
1.3	METODOLOGIA DO TRABALHO	31
1.4	ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO	33
2	ASPECTOS GERAIS	35
2.1	NORMATIZAÇÃO TÉCNICA	35
2.1.1	Critérios de design estrutural	37
2.1.2	Envelope de voo e fatores de carga	38
2.2	AERONAVE DE REFERÊNCIA: STOL CH 701	43
2.2.1	Características físicas e de performance	43
2.2.2	Projeto da asa	44
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	49
3.1	COMPONENTES ESTRUTURAIS DA ASA	49
3.1.1	Anatomia estrutural da asa do CH 701	50
3.1.2	Configuração da asa: semicantleiver com suporte/montante	51
3.2	CARREGAMENTOS, ESFORÇOS INTERNOS E TENSÕES	53
3.2.1	Carregamentos externos	53
3.2.2	Esforços internos	55
3.2.3	Flambagem	58
3.2.4	Tensões axiais	59
3.2.5	Flexão, torção e cisalhamento	60
3.3	DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO SOBRE A ASA	62
3.3.1	Teoria clássica de Prandtl	63
3.3.2	Método de aproximação de Schrenk	64
3.3.3	Análise computacional (XFRL5)	65
4	DESENVOLVIMENTO	69
4.1	CONCEPÇÃO DO MODELO GERAL	69
4.2	IDEALIZAÇÃO ESTRUTURAL	70
4.2.1	Hipóteses sobre a geometria do modelo	70
4.2.2	Hipóteses sobre as condições de suporte	73

4.2.3	Hipóteses sobre o comportamento dos materiais	73
4.2.4	Hipóteses sobre as solicitações	75
4.3	CONDIÇÕES DE CONTORNO	77
4.4	MODELO ESTRUTURAL ANALÍTICO	79
4.4.1	Cálculo das reações	81
4.4.2	Diagramas de Esforços Internos	83
4.4.3	Momento Torsor	84
4.4.4	Análise de tensões nos principais membros da estrutura	85
4.4.5	Análise de tensões nos pontos críticos de conexão	88
5	RESULTADOS	91
5.1	REAÇÕES NA FUSELAGEM	91
5.2	FORÇAS AXIAIS	92
5.3	ESFORÇOS INTERNOS MÁXIMOS	93
5.4	DIMENSIONAMENTO DOS MEMBROS ESTRUTURAIIS	95
5.4.1	Dimensionamento dos parafusos	97
5.5	TENSÕES NAS CONEXÕES	97
5.6	TENSÕES NA LONGARINA PRINCIPAL	99
6	CONCLUSÃO	101
	REFERÊNCIAS	103
	APÊNDICES	105
	APÊNDICE A – ROTINA MATLAB 1	107
	APÊNDICE B – ROTINA MATLAB 2	109
	ANEXOS	111
	ANEXO A – LISTA DE ALES	113
	ANEXO B – ASTM F2245-18, ITEM 5	115
	ANEXO C – DADOS PARA FLAMBAGEM	117
	ANEXO D – DADOS ATMOSFÉRICOS	119
	ANEXO E – GRÁFICOS PARA DETERMINAÇÃO DE FATOR DE CARGA	121

1 INTRODUÇÃO

1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO E MOTIVAÇÃO

Pode-se dizer que a história da aviação ultraleve no Brasil foi iniciada na década de 1980, partindo da adoção de atividades de produção e montagem mais sistemáticas. Segundo a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), o movimento continuou se massificando no decorrer dos anos 90, uma vez que a popularização de produtos aeronáuticos ocasionou a redução dos custos associados a sua aquisição (ANAC, 2016).

Em razão de não possuírem nenhum tipo de certificação na época, os modelos produzidos eram construídos a partir de *kits* importados, os quais geralmente eram montados por um construtor amador (FILHO, 2016). Nos anos subsequentes, devido ao acelerado desenvolvimento tecnológico promovido pelo setor, as aeronaves dessa classe foram avançando em qualidade e complexidade.

Todavia, esse movimento ocorreu sem que a sua regulamentação fosse devidamente ajustada. Nesse sentido, foi somente em 2011 que a ANAC implementou a atualização das normas referentes à categoria de aeronaves ultraleves. Isso foi efetivado mediante a instituição do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) n.º 21, que estabeleceu critérios para certificação de aeronaves de pequeno porte. Assim, a categoria de aeronaves ultraleves passou a ser classificada como Aeronave Leve Esportiva (ALE) (ANAC, 2016).

Desde então, o número de aeronaves leves em território nacional cresce ano a ano; multiplicam-se os encontros de aviadores e a indústria aeronáutica leve evolui em ritmo célere (MAGAZINE, 2014).

Sob o ponto de vista econômico, essa tendência foi confirmada pelo Panorama de mercado da produção nacional, elaborado e publicado pelo BNDES em 2014, no qual estimou-se que o valor adicionado bruto das atividades da Aviação Geral em 2013 tenha sido de aproximadamente R\$ 12,5 bilhões e que as atividades do segmento empregaram cerca de 24,2 mil pessoas. Ou seja, trata-se de uma indústria crescente de altas relevância e impacto econômico, uma vez que para cada R\$ 1 real demandado pela aviação geral, R\$ 3,71 são adicionados à economia brasileira (FILHO, 2016).

No mesmo sentido, cumpre registrar que a Associação Brasileira de Aviação Geral (ABAG) apresentou, em 2015, no seu 5º Anuário Brasileiro de Aviação (ABAG, 2015) alguns dados a respeito do crescimento da frota brasileira relacionada à classe de Aviação Geral (AG), comparando os números coletados no período de 2004 a 2014, conforme demonstrado pela Fig. (1).

Segundo a ABAG, ao longo desses 10 anos, foram adicionadas 5 mil aeronaves à frota brasileira, o que representou um crescimento percentual de 45,5% em relação ao número total observado em 2004. Vale ressaltar que do total de 14.648 aeronaves de AG em 2013, 8.307 unidades (57%) são representadas pela categoria L1P (aviões com 1 motor pistão). (ABAG, 2015)



Gráfico - Frota brasileira de aeronaves da Aviação Geral de 2004 a 2014.
Graphic - Aircraft in Brazilian General Aviation fleet from 2004 to 2014.

Figura 1 – Frota de aeronaves - Aviação Geral. (ABAG, 2015)

Portanto, é possível observar atualmente a grande relevância e proporção que a indústria aeronáutica tomou no país. Essa realidade traz consigo, dentre outros fatores, a constante necessidade do desenvolvimento de técnicas e metodologias de análises de processos e produtos, em busca de resultados cada vez melhores. Sob tal ótica, também são compreendidos os procedimentos de certificação das aeronaves, cuja dinâmica é melhor abordada no decurso deste trabalho. A análise estrutural se insere nesse contexto.

A análise estrutural é indispensável na maior parte dos projetos de engenharia, principalmente no que diz respeito ao âmbito aeronáutico. Cada projeto de aeronave deve ser profundamente analisado, desde a etapa conceitual até a pós-produção, tendo por intuito garantir seu pleno funcionamento, sempre aliado a um alto grau de segurança. Isso é conquistado mediante o atendimento dos critérios técnicos estabelecidos pelos órgãos responsáveis pela regulamentação do setor aéreo, avaliando individualmente cada tipo, classe e modelo de aeronave.

Nesse sentido, foi proposto o atual trabalho, com o objetivo de verificar o dimensionamento dos componentes estruturais da asa de uma aeronave leve esportiva a nível de projeto. Para tanto, sua integridade estrutural foi avaliada considerando as condições de operação mais adversas previstas pela fabricante. Foi presumido um cenário teórico de voo de cruzeiro nivelado simétrico, situação na qual são gerados os carregamentos aerodinâmicos mais básicos sobre a estrutura da asa em condições de voo. A estrutura reage a tais estímulos externos deformando-se e acumulando tensões em seus membros, tensões essas que não podem superar os limites mecânicos determinados pela escolha dos materiais que a compõe. As forças que agem sobre a estrutura foram avaliadas considerando principalmente o fator máximo de carga e os coeficientes de segurança estabelecidos previamente para aeronave de referência.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo Geral

O objetivo geral do trabalho foi a avaliação estática da asa, ao nível de projeto, de uma Aeronave Leve Esportiva do modelo STOL CH 701, com a finalidade de verificar se os principais membros estruturais foram projetados para suportar os carregamentos críticos aos quais são submetidos em condições normais de operação.

1.2.2 Objetivo Específico

De forma mais específica, a construção deste trabalho focou inicialmente em estabelecer uma base teórica suficiente e necessária ao desenvolvimento do tema proposto. Em seguida, após a seleção de uma metodologia apropriada, partiu-se para os processos de avaliação e análise estrutural propriamente ditos. Para esse fim, foram traçados os seguintes objetivos:

- Identificação e determinação das condições de operação da aeronave relacionadas ao envelope de voo;
- Estudo dos carregamentos que agem sobre a estrutura (análise de carga) em condições de operação predeterminadas;
- Estudo da configuração e do comportamento mecânico dos componentes estruturais da asa da aeronave de referência;
- Determinação de um modelo analítico simplificado para a estrutura da asa e do modelo matemático equivalente;
- Avaliação do projeto da estrutura sobre o ponto de vista de revisão do dimensionamento dos elementos estruturais;
- Avaliação e validação dos resultados considerando os critérios estipulados pelas normas técnicas de referência.

1.3 METODOLOGIA DO TRABALHO

Tendo em vista os objetivos do trabalho apresentados previamente, foi utilizada a metodologia descrita a seguir.

O primeiro passo foi a busca por referências na literatura. Isso foi feito principalmente a partir de pesquisas em livros, artigos, manuais e normas técnicas que apresentassem conteúdos diretamente relacionados ao trabalho. Nesse ponto, as disciplinas mais

relevantes foram definidas, predominantemente ligadas a: resistência dos materiais, mecânica de estruturas aeronáuticas, projeto de aeronaves, aerodinâmica e métodos de análise estrutural.

A partir disso, foi selecionado um método de trabalho que se adequasse aos objetivos estabelecidos. Esse método foi baseado na obra de Luiz Fernando Martha, o qual propõe um processo genérico para a obtenção de modelos voltados à análise estrutural definido em etapas (MARTHA, 2015). Contudo, a natureza técnica deste trabalho também demandou a utilização de um processo mais específico, focado na análise estrutural de aeronaves leves com montante.

Para tanto, foram adotados métodos apresentados no livro *Analysis and Design of Flight Vehicles* (BRUHN, 1973), que traz um passo a passo detalhado para a elaboração de modelos matemáticos e para a sua aplicação no desenvolvimento de análises estruturais sobre exemplos práticos de projetos. Essa foi uma das principais referências para o atual trabalho, por fornecer uma ampla fundamentação teórica aplicada a aeronaves que foi utilizada nos cálculos de equilíbrio de estruturas estaticamente determinadas, na obtenção das propriedades geométricas da seção, na determinação dos carregamentos, na elaboração do modelo simplificado de vigas, no cálculo de reações e momento fletor em asas com montante e na análise de tensões nas asas.

O passo seguinte, tão relevante quanto, foi a determinação das condições de suporte, carregamento e geometria relacionadas ao modelo real da aeronave STOL CH 701, a fim de viabilizar o desenvolvimento de um modelo analítico específico. Os parâmetros mais importantes para análise estrutural são as dimensões e configuração geométrica dos seus membros estruturais, a relação dos materiais utilizados no projeto e as condições de operação baseadas no envelope de voo da aeronave. Isso foi obtido a partir de informações disponibilizadas no site do fabricante (*Zenith Aircraft Company*) e também em seus manuais de fabricação e montagem. Os parâmetros relacionados às características aerodinâmicas da asa foram obtidos com auxílio do *software XFRL5*.

Com base nisso, foi desenvolvida a análise estrutural sobre a aeronave STOL CH 701, partindo do estudo preliminar da sua estrutura, proposição e validação de um modelo matemático baseado em na simplificação estrutural por elementos de viga, desenvolvimento de cálculos de tensões e dimensionamento dos membros estruturais.

Os resultados obtidos foram comparados com os critérios fixados por normas internacionais que regem a certificação e autorização de modelos de aeronaves leves esportivas, os quais devem ser atendidos por todos os projetos de modelos que pretendam ser comercializados e utilizados no Brasil.

1.4 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

O presente trabalho foi dividido em seis capítulos. Essa divisão foi pensada visando promover uma sequência lógica e concatenada de apresentação do conteúdo, a fim de facilitar o seu entendimento. Para tanto, foi estabelecida a seguinte estrutura:

Capítulo 1: Introdução - conduz a apresentação do trabalho a partir da contextualização do problema e expõe a motivação, os objetivos, bem como descreve a metodologia utilizada para a elaboração do trabalho.

Capítulo 2: Aspectos Gerais - trata dos aspectos gerais relevantes, como os conceitos e procedimentos relacionados à certificação de aeronaves leves, no qual são apresentando os parâmetros técnico-normativos adotados pelo órgão regulador da atividade aérea no Brasil em observância a referenciais internacionais. Além disso, introduz as principais características da aeronave de referência.

Capítulo 3: Fundamentação Teórica - apresenta a fundamentação teórica que serviu de base para a elaboração trabalho, partindo da revisão bibliográfica dos conceitos mais relevantes ao entendimento e desenvolvimento da análise estrutural.

Capítulo 4: Desenvolvimento - apresenta o processo utilizado para concepção e desenvolvimento da análise estrutural do STOL CH 701, relatando a metodologia utilizada, as considerações e hipóteses levantadas para simplificação do modelo, a determinação das condições de contorno e a construção do modelo analítico.

Capítulo 5: Resultados - consiste na análise dos resultados obtidos a partir do modelo analítico simplificado e tendo em vista o atendimento dos critérios estruturais fixados pela norma internacional.

Capítulo 6: Conclusão - fecha o trabalho apresentando as conclusões e considerações finais do autor.

2 ASPECTOS GERAIS

2.1 NORMATIZAÇÃO TÉCNICA

As principais entidades e autoridades responsáveis pela regulamentação do setor aeronáutico e da aviação civil, em âmbito nacional e internacional, são:

- a *Federal Aviation Administration* - FAA;
- a *American Society for Testing and Materials* - ASTM;
- a *European Aviation Safety Agency* - EASA; e
- a Agência Nacional de Aviação Civil - ANAC.

Segundo a Agência Nacional de Aviação Civil, em termos gerais, as Aeronaves Leves Esportivas são definidas como uma modalidade que pode apresentar diversos propósitos e ampla possibilidade de aplicações, sendo utilizadas, por exemplo, para o desporto, como meio de transporte particular ou ferramenta de treinamento de pilotagem. Tratam-se, portanto, de aeronaves de pequeno porte cuja utilização se aproxima ao de pequenas aeronaves certificadas (ANAC, 2016).

Sob um ponto de vista mais técnico, o Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 01 dispõe o mesmo conceito da seguinte maneira: “Aeronave leve esportiva significa uma aeronave, excluindo helicóptero ou aeronave cuja sustentação dependa diretamente da potência do motor (*powered-lift*), que, desde a sua certificação original, tem continuamente cumprido com as seguintes características”.

Em seguida, apresenta os critérios mínimos exigidos, dentre os quais vale dar destaque a: o peso máximo de decolagem – que deve obedecer o limite de 600 quilogramas (kg) para a hipótese de operação a partir do solo apenas; a velocidade máxima que deve ser menor ou igual a 120 *knots CAS* (cerca de 222 km/h) para voo nivelado com potência máxima contínua (V_H); o número de assentos para não mais do que duas pessoas, incluindo o piloto; e a limitação de apenas um motor alternativo. Além disso, cumpre registrar que sua utilização está limitada às Regras de Voo Visual (VFR) diurnas.

Dessa forma, mesmo que por natureza uma aeronave ALE seja relativamente simples, fácil de operar e de se manter, a ANAC exige características construtivas e de performance específicas para essa categoria (VENTURA et al., 2018).

Não obstante uma aeronave que atenda a tais critérios se torne elegível para a categoria de ALE, ela somente poderá ser certificada como tal caso tenha sido proje-

tada, ensaiada e aprovada de acordo com uma norma consensual aplicável. Nesse sentido, mostra-se indispensável a abordagem inicial de um breve panorama sobre os requisitos e normas concernentes a sua operação (MAGAZINE, 2014).

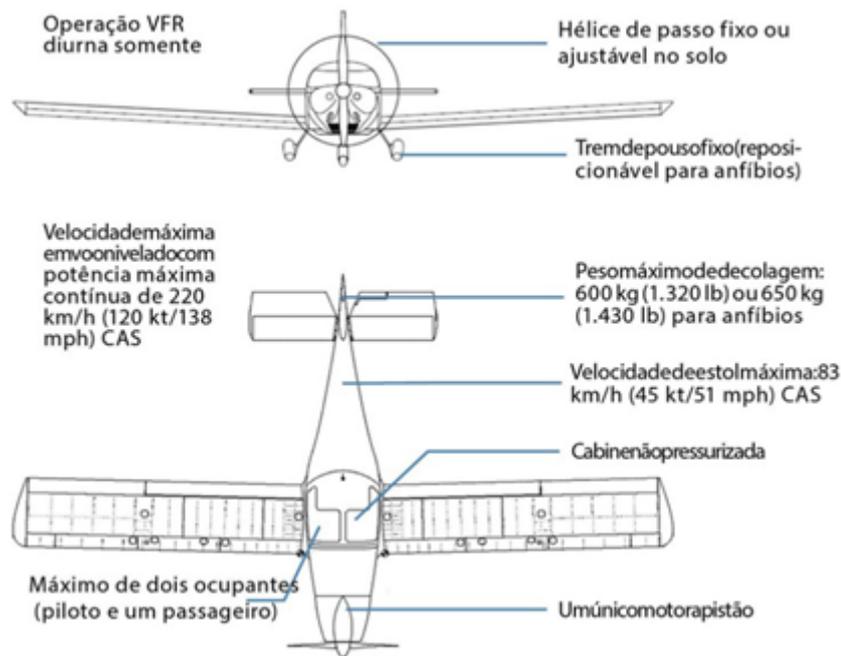


Figura 2 – Características de uma ALE. (MAGAZINE, 2014)

As Instruções Gerais da ANAC dispõem que, para a aceitação de um novo modelo de Aeronave Leve Esportiva no Brasil, primeiramente é necessário que a aeronave atenda a todos os critérios definidos pelo RBAC nº 01. Também fixa que as normas consensuais aceitas são as emitidas pela *American Society for Testing and Materials* (ASTM), sendo as mesmas adotadas pela Administração Federal de Aviação (FAA). Dessa forma, utilizou-se para fins de elaboração desse trabalho - em observação à tabela de consenso fornecida pela ANAC - a norma ASTM 2245-18 como parâmetro (INTERNATIONAL, 2018).

Segundo a ANAC (2014), as aeronaves ALE devem possuir Certificado de Aeronavegabilidade e estão sujeitas à alocação de marca de matrícula e registro no Registro Aeronáutico Brasileiro (RAB). Muito embora sejam dispensadas de certificação, todos os modelos de aeronaves leves esportivas aceitos no Brasil devem ser submetidos a uma avaliação para verificação do atendimento à normas técnicas internacionais. A Figura (65), do Anexo (A), apresenta a tabela que contém a relação das ALEs aceitas no Brasil, atualizada em 25/6/2021. Registra-se que sua operação está inserida no contexto da aviação geral, portanto aplica-se a essa modalidade a mesma métrica de atuação regulatória e fiscalizatória.

Quanto ao STOL CH 701, esse modelo não consta na lista de Aeronaves Leves Es-

portivas aceitas no Brasil. Nesse caso, é necessário iniciar um processo de aceitação de novo modelo junto à ANAC, que informa ser indispensável o apoio do fabricante da aeronave no processo. Considerando o escopo do presente trabalho, um maior destaque foi dado à norma F2245-18, cujo escopo trata de especificações para projetos de aeronaves leves limitadas a voo VRF. Estão dispostos nesse documento, por exemplo, requisitos técnicos relacionados à parâmetros de carregamento, fatores de segurança, limites de resistência e tolerâncias de deformação.

2.1.1 Critérios de design estrutural

Considerando que objeto de estudo do atual trabalho tem como foco a estrutura da asa de uma aeronave leve esportiva, alguns pontos mais relevantes da norma ASTM F2245-18 merecem destaque, que dizem respeito a parâmetros técnicos e conceitos relacionados ao projeto estrutural.

Nesse contexto, primeiramente, cumpre destacar alguns conceitos gerais do item n.º 5 da aludida norma, que trata dos requisitos estruturais:

1. Carregamentos

- Os requisitos de resistência são definidos em termos das cargas limites - sendo estas as cargas a serem esperadas em serviço, e as cargas últimas (ou final), que são as cargas limite multiplicadas por um fator de segurança previamente determinado;
- Salvo previsão distinta, os carregamentos que agem sobre a aeronave devem ser colocados em equilíbrio com as forças inerciais, considerando cada ponto de massa no avião. Essas cargas devem ser distribuídas de forma a representar uma aproximação conservativa das condições reais.
- As deformações geradas em razão da aplicação de cargas sobre a estrutura modificam a sua distribuição interna e externa, o que deve ser considerado ¹.

2. Fator de Segurança

- A menos que seja fornecido de outra maneira, o fator de carga limite de 1,5 deve ser usado;
- Fatores de carga final especiais devem ser aplicados nas seguintes hipóteses:
 - 3,0 em fundições;
 - 1,8 em encaixes;
 - 3,0 em rolamentos de juntas articuladas por pinos ou parafusos, sujeitas a rotação;

¹ O item 3 se refere a fenômenos aeroelásticos, o que foge do escopo da atual análise.

3. Resistência e Deformação:

- A estrutura deve suportar cargas finais sem falhar por pelo menos 3 segundos, a não ser que testes de simulação dinâmica provem essa resistência;
- A estrutura deve suportar as cargas limite sem que sofra deformações permanentes. Qualquer carga abaixo desse limite não deve produzir deformações a níveis que interfiram com a segurança da operação.

4. Prova estrutural:

- Cada requisito de projeto deve ser verificado mediante análises e testes conservativos (estáticos, em voo, ou ambos);
- O atendimento a critérios resistência e deformação destacados em (5.1.3)² devem ser demonstrados para cada condição crítica de carregamento. A análise estrutural deverá apenas ser utilizada se a estrutura se assimilar a outra para as quais o método foi comprovado confiável.

5. Carregamentos em voo:

- Fatores de carga (n) representam a razão entre os componentes de força aerodinâmica (que age na direção normal ao eixo longitudinal da aeronave) e o seu peso;
- Condições de voo simétrico: é exigido que haja o balanço apropriado entre as cargas da empenagem, devendo ser consideradas de maneira racional e conservadora ao determinar as cargas nas asas e as cargas inerciais correspondentes a uma das condições de voo especificadas em (5.2.2 a 5.2.6)³.
- Envelopes de voo: conformidade deve ser atendida para quaisquer combinações de velocidade de voo e fator de carga das fronteiras do envelope de voo, que diz respeito às condições especificadas pelos critérios dos itens 5.2.4 e 5.2.5;

Outros pontos bastante relevantes dessa norma dizem respeito aos critérios de elaboração do diagrama “v-n”, que impõem as limitações estruturais de operação da aeronave para sua certificação.

2.1.2 Envelope de voo e fatores de carga

O termo aeronavegabilidade se refere ao atendimento das diretrizes de segurança associadas aos aspectos construtivos da aeronave, considerando, principalmente, suas características de resistência e rigidez estrutural.

² ver Anexo (B)

³ ver Anexo (B)

Esforços estruturais surgem dos carregamentos de solo e de voo, os quais geram interferências nas estruturas de acordo com sua magnitude, condições de manobrabilidade e demais circunstâncias relacionadas aos requisitos de operação da aeronave para a missão selecionada (MEGSON, 2013).

Nesse contexto entram as normas técnicas, definindo parâmetros e limitações com o intuito de garantir que os projetos aeronáuticos atendam aos critérios mínimos de resistência e de segurança, que estão diretamente relacionados à:

- Carga limite (*limit load*): carga máxima sob a qual a aeronave está prevista para operar;
- Carga de prova (*proof load*): produto da carga limite com o fator de prova (1,00 a 1,25)
- Carga final/última (*ultimate load*): produto da carga limite com o fator de segurança (geralmente 1,5)

Segundo Megson (2013), a estrutura da aeronave deve suportar a carga de prova sem apresentar distorções em níveis prejudiciais de forma a não falhar antes que a carga final seja atingida. Assim, define-se a maior carga para a qual a estrutura é dimensionada a suportar sem falhar como “carga final” ou “carga última”, cujos parâmetros sugeridos encontram-se demonstrados na tabela da Fig. (3).

Table 13.1

Load factor n	Category		
	Normal	Semi-aerobatic	Aerobatic
n_1	$2.1 + 24\,000/(W + 10\,000)$	4.5	6.0
n_2	$0.75n_1$ but $n_2 \leq 2.0$	3.1	4.5
n_3	1.0	1.8	3.0

Figura 3 – Tabela: Parâmetros para fatores de carga. (RAYMER, 2018)

Para Raymer (2018) o fator de carga (n) expressa a manobrabilidade de uma aeronave como um múltiplo da aceleração padrão da gravidade ($g = 9,81m/s^2$). Representa, também, efeitos de aceleração vertical oriundos de rajadas de vento.

A resistência estrutural e performance de voo, para um modelo particular de aeronave, são usualmente definidos por uma autoridade responsável (órgãos governamentais e outras entidades) por elaborar os critérios de aeronavegabilidade, cujos limites são representados no envelope de voo, também denominado de diagrama v-n (MEGSON, 2013). demonstrado na Fig. (5).

O diagrama v-n é um formato gráfico de visualização dos limites estruturais de uma aeronave construído com base nas suas velocidades de voo (v) e nos fatores de carga (n) aos quais é submetida em determinadas condições de operação. Tais parâmetros geralmente são selecionados nas fases iniciais de projeto da aeronave, como parte dos requisitos. Nesse momento são escolhidos os fatores de carga máximo (positivo) e mínimo (negativo), em observância à norma consensual internacional adotada.

Portanto, novamente mostra-se relevante enfatizar os dispositivos pertinentes da norma ASTM F2245-18. No que diz respeito ao envelope de voo, o item 5.2.3⁴ dispõe os critérios a serem observados.

Em síntese, foram definidos critérios e condições de conformidade que devem ser atendidos para que o envelope de voo seja devidamente definido. A aludida norma dispõe que, para quaisquer combinações de velocidade de voo e fator de carga, essas condições devem ser atendidas dentro dos limites fixados por um envelope de voo similar ao proposto pela Fig. (4).

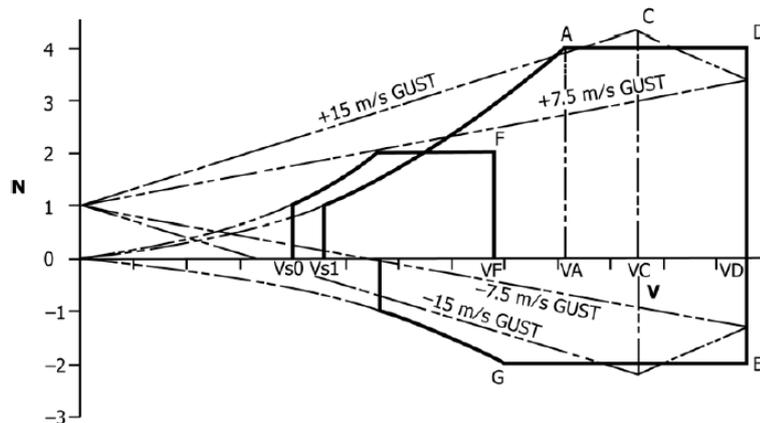


Figura 4 – Diagrama v-n de referência. (ASTM F2245-18)

Esse envelope de voo padrão representa as condições de voo definidas em observância aos critérios de manobras e rajadas de vento dados pela ASTM F2245-18.

Em muitos componentes estruturais da aeronave, a maior carga sofrida acontece durante manobras de alto “g” ou em resposta a uma rajada de vento extrema. Portanto, essa aceleração induzida é tomada como critério de dimensionamento estrutural, pois reflete o pior cenário de carregamento que serve de parâmetro para fixar os requisitos de resistência (RAYMER, 2018).

O critério de fator de carga para manobras estipula que o limite positivo de manobra (n_1) não pode ser inferior a 4,0; que o limite negativo de manobra (n_2) não pode ser maior que -2,0; e define os demais fatores de carga para os cenários relacionados à utilização de *flaps* e superfícies de controle.

⁴ Maiores detalhes disponíveis no Anexo (B)

O critério de fator de carga de rajadas de vento para voo simétrico nivelado (*flaps* recolhidos) é definido conforme as seguintes condições: (1) rajadas de 15 m/s para velocidade V_C ; e (2) rajadas de 7,5 m/s para velocidade V_D (no sentido positivo e negativo: cima e baixo, respectivamente).

Com base na ASTM F2245, as velocidades de cruzeiro (V_C) e de mergulho (V_D) são definidas da seguinte maneira:

- V_C não pode ser menor que $2.45\sqrt{W/S}$ e não pode ser maior que $0.9V_H$ ao nível do mar, onde V_H representa a velocidade máxima em voo nivelado à máxima potência e W/S a carga alar da aeronave;
- V_D é obtida a partir da V_{Cmin} , com base na seguinte relação: $V_D = 1,4(V_{Cmin}) = 1,4[1,27\sqrt{n_1(W/S)}]$.

Partindo disso, é possível iniciar a elaboração do diagrama v-n da aeronave. A ASTM F2245-18 traz alguns outros comandos relacionados a esse processo. No que diz respeito ao voo simétrico nivelado, o avião deve ser projetado considerando pelo menos quatro situações básicas de voo, referentes aos pontos "A", "D", "E" e "G", destacados no envelope de voo padrão reproduzido pela Fig. (5).

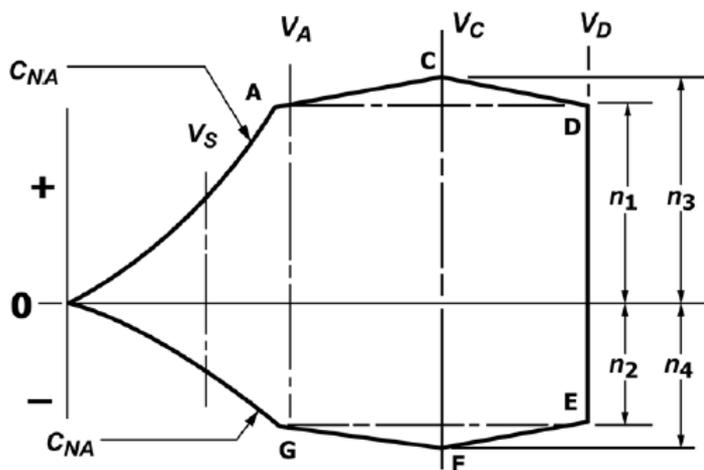


Figura 5 – Envelope de voo padrão. (ASTM F2245-18)

Além disso, os fatores de carga correspondentes aos pontos "D" e "E" devem ser projetados acima dos limites definidos por $n_1 = 4,0$ e $n_2 = -0,5n_1$, respectivamente, e a velocidade de operação em tais condições deve equivaler a, no mínimo, a menor velocidade de mergulho, definida por $V_{Dmin} = 1,79\sqrt{n_1(W/S)}$.

Para as condições nos pontos "A" e "G", os fatores de carga devem corresponder aos limites mínimos definidos por $n_1 = 4,0$ e $n_2 = -0,5n_1$ e as velocidades projetadas com base no maior coeficiente de sustentação estático (C_{NA}), determinado pelo requerente.

Os pontos "C" e "F" só precisam ser avaliados quando n_3 e n_4 forem maiores q n_1 e n_2 . Portanto, n_3 e n_4 devem ser estimados previamente, com base nos gráfico apresentados no Anexo (E).

As curvas OA e OG indicadas no envelope de voo genérico (Fig. 5), correspondentes à condição de *stall*, são calculadas a partir da Equação (2.1).

$$L = nW = \frac{1}{2}\rho V^2 S_a C_{Lmax} \quad (2.1)$$

Reformulando a Equação (2.1), obtém-se a expressão para cálculo da velocidade de manobra V_A , definida por $V_A = V_S \sqrt{n_1}$, onde V_S representa a velocidade de *stall*, calculada com base na Eq. (2.2).

$$V_S = \sqrt{\frac{W}{0.45\rho S_a C_{Lmax}}} \quad (2.2)$$

É possível observar que em velocidades inferiores à V_A as cargas máximas suportadas são governadas pelo coeficiente de sustentação máximo $C_{l,max}$. Também, para velocidade de *stall* o fator de carga é 1, pois há o equilíbrio de forças entre a sustentação e o peso da aeronave ($L=W$).

Cumprе reiterar a definição do fator de segurança. Segundo Raymer (2018), o fator de segurança diz respeito ao multiplicador utilizado na carga limite a fim de determinar a carga de projeto, ou seja, a magnitude do carregamento máximo para o qual a estrutura deve ser desenvolvida para suportar. Esse fator de segurança geralmente é de 1,5, como foi definido com base nas tensões máximas de limite de resistência e limite de escoamento para a liga de alumínio 24ST. Bem como pela regulamentação ASTM F2245-18.

Dessa forma, por exemplo, uma aeronave submetida à carga de 4g em manobra deve ter a estrutura projetada para suportar 6g, como é o caso do STOI CH 701. Portanto, o envelope de voo, definido pelo diagrama v-n, é uma ferramenta indispensável para a análise estrutural, principalmente nos pontos críticos onde ocorrem as condições mais severas.

Segundo o manual da aeronve, o STOL CH 701 possui os seguintes limites estruturais de operação: $n_{ult}^+ = 6$, $n_{ult}^- = 3$, que está de acordo com a norma ASTM F2245-18. Além disso, informam os seguintes parâmetros de performance:

- $V_f = 95$ km/h (27 m/s);
- $V_A = 135$ km/h (38 m/s);
- $V_{NE} = 180$ km/h (50 m/s);

Considerando os critérios trazidos pela norma ASTM F2245-18, também foi possível aferir os demais parâmetros de velocidade. Os limites inferior e superior para a velocidade de cruzeiro V_C , calculada com base na norma, indicam que deve ser mantida entre 58 km/h e 122 km/h (16 m/s e 34 m/s). Com base em todo o exposto, obteve-se os seguintes resultados:

- $V_S = 50$ km/h (14 m/s);
- $V_A = 126$ km/h (35 m/s);
- $V_{Cmin} = 72$ km/h (20 m/s);
- $V_{Dmin} = 83$ km/h (23 m/s);
- $V_D = 104$ km/h (29 m/s);
- $n_3 = 1.2n_1 = 4.8$;
- $n_3 = 0.7n_1 = 3.2$;

2.2 AERONAVE DE REFERÊNCIA: STOL CH 701

2.2.1 Características físicas e de performance

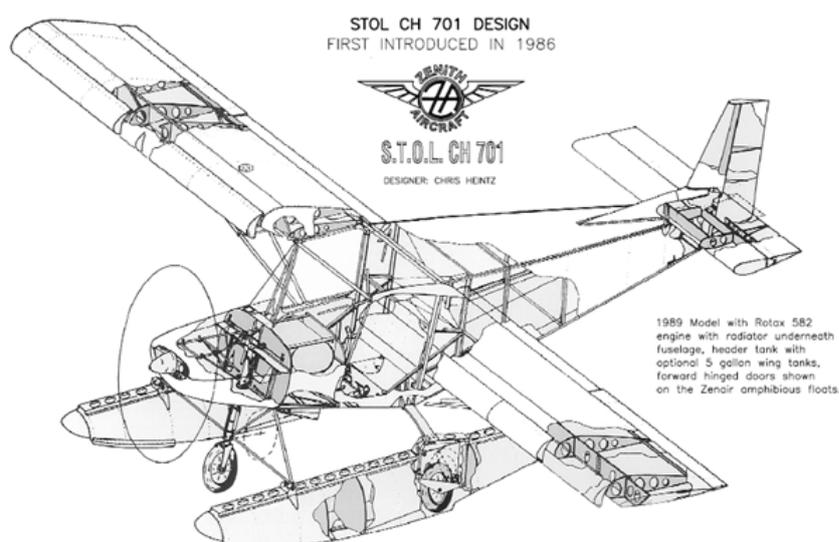


Figura 6 – Desenho - STOL CH 701. (COMPANY, 2019)

Foi utilizado como referência o projeto comercial de aeronave leve esportiva do modelo STOL CH 701, projetado e registrado por *Chris Heintz*, da empresa *Zenith Aircraft Company* (Fig. 6).

Essa escolha foi sugerida pelo coorientador deste trabalho, Prof. Dr. Artem Andrianov, o qual obteve e forneceu os desenhos do projeto obtidos junto ao colega colaborador Bruno Telles.

Foi utilizado o manual de montagem da aeronave, do qual foram retiradas as características geométricas relevantes para a realização da análise estrutural da asa. Os principais parâmetros encontram-se descrito a seguir:

- Perfil aerodinâmico da asa: NACA 650-18 (Mod.);
- Área da asa (A): 11,4 m;
- Envergadura (b): 8,23 m;
- Corda da asa (C): 1.45 m;
- Razão de Aspecto da Asa (AR): 5,94;
- 35kg combustível em cada semiasa (limite total de 75L);
- Peso vazio: 260 a 280kg;
- Peso máximo de decolagem: 500kg;
- Velocidade de manobra de 135 km/h;
- Carga Alar: 43,8 kg/m²;
- Fator de carga g +6/-3 (ultimate) @ 1100 lbs;
- Fator de segurança padrão da aeronave: 1,5.

Destaca-se que o manual informa a estrutura foi projetada de acordo com os padrões canadenses TP101-41 (2001), o qual corresponde a FAR23 ou JAA-VLA para aeronaves leves.

2.2.2 Projeto da asa

Segundo Chris Heintz, o objetivo do projeto foi dimensionar uma aeronave *Short Take-Off Landing* (STOL). Isto é, projetada para operar em condições controladas, com baixas velocidades de decolagem e pouso, mas sem afetar a sua performance de cruzeiro e ao seu alcance. O principal desafio nesse tipo de projeto é desenvolver uma asa que, ao mesmo tempo, ofereça um alto coeficiente de sustentação - promovendo, com isso, uma menor necessidade de área alar - e reduza ao máximo as velocidades mínimas de decolagem e pouso. (HEINTZ, 2001)

O aerofólio do STOL CH 701 foi baseado no perfil NACA 650-18, sobre o qual foram realizadas modificações em busca de características que servissem melhor ao propósito da aeronave, priorizando um maior coeficiente de sustentação aliado a baixas velocidades de *stall* e alta resistência estrutural.

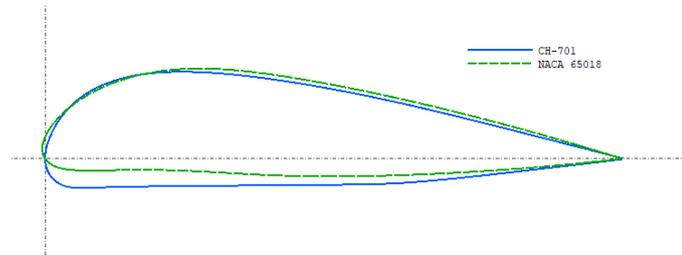


Figura 7 – Comparativo dos perfis de aerofólio. (autor)

A Figura (7), gerada no XFRL5, demonstra as diferenças geométricas existentes entre o aerofólio do CH 701 e o NACA 650-18. Contudo, foi possível observar que ambos perfis apresentam curvas de sustentação e arrasto bem semelhantes.

Esse perfil especial de aerofólio foi utilizado para a elaboração de uma asa espessa, que conta com a presença de *slats* ao longo de todo o seu bordo de ataque e *flaperons* do tipo “*junker*”. Tal conjunto é capaz de desenvolver um coeficiente máximo de sustentação de 3,10, mais que o dobro dos iniciais 1,5 gerados puramente pelo aerofólio.

Os *slats* permitem a aeronave voar com altos ângulos de ataque (podendo superar os 30°) em regimes de baixa velocidade, pois o ar é acelerado nos “túneis” formados a partir da restrição de área gerada pela geometria, que confina o escoamento entre a asa e o *slat* em razão do efeito venturi. (HEINTZ, 2001)

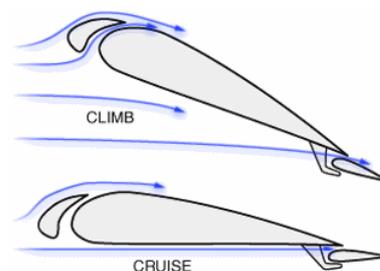


Figura 8 – Escoamento do ar em torno da asa. (HEINTZ, 2001)

Segundo Anderson (2010), os dispositivos de hipersustentação servem para aumentar artificialmente o $C_{l,max}$ bem além do que o permitido pelo formato original do aerofólio, aumentando consideravelmente a velocidade de *stall*. São ativados geralmente durante o pouso e decolagem, quando sua função se mostra mais necessária.

A Figura (9) representa graficamente as curvas de sustentação teóricas geradas para cada combinação das superfícies de hipersustentação *slats* e *flaps* em relação ao seu ângulo de ataque.

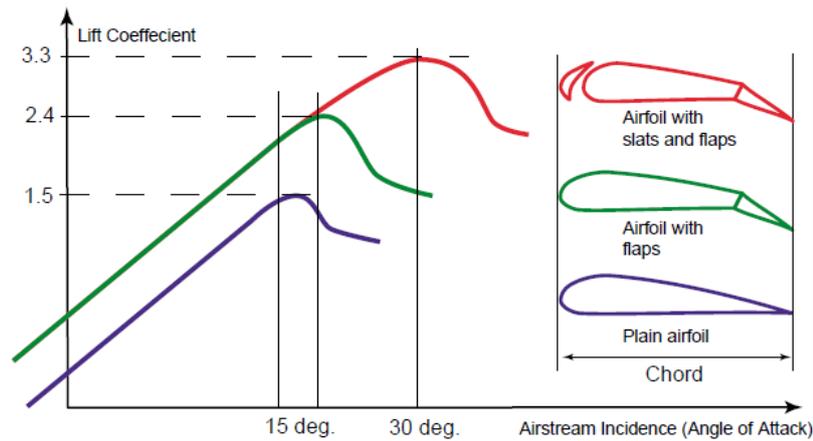


Figura 9 – Comparativo dos perfis de aerofólio. (HEINTZ, 2001)

É possível notar um enorme acréscimo de sustentação com a utilização das superfícies de hypersustentação, elevando o C_{lmax} de 1,5, observado a 15° de ângulo de ataque, até 3,3, nos 30°, referente ao seu ponto de sustentação máximo. Em contrapartida, essa última configuração promove um aumento drástico no arrasto gerado, uma vez que há uma maior área frontal exposta à interação direta com o fluxo de ar.

Isso está demonstrado na Fig. (10), que exhibe a relação dos coeficientes de sustentação e de arrasto para cada configuração.

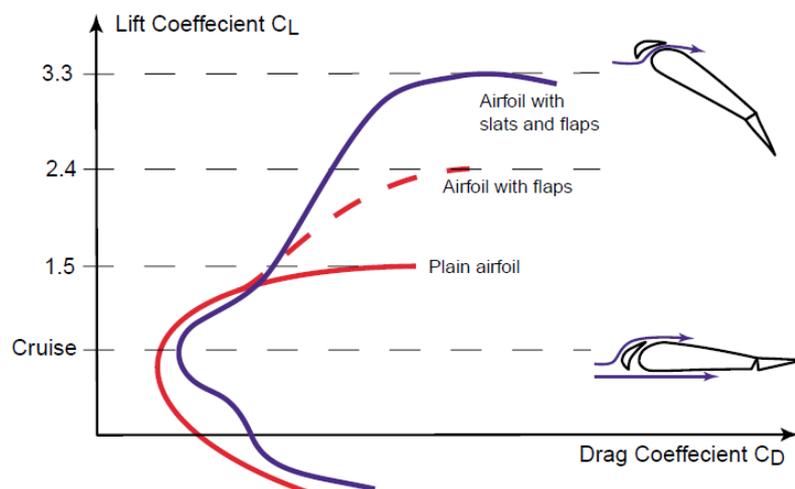


Figura 10 – Comparativo dos perfis de aerofólio. (HEINTZ, 2001)

Outra característica importante do projeto da asa é a geometria na sua ponta. O projetista optou por utilizar pontas do tipo “Hoerner” em busca de maximizar a área efetiva da asa e de minimizar a geração de vórtices, conforme demonstrado na Fig. (11).

Essa escolha de projeto também contribui com o problema gerado pela geometria retangular da asa, que faz com que um nível excessivo de sustentação seja produzido nas pontas das asas (RAYMER, 2018).

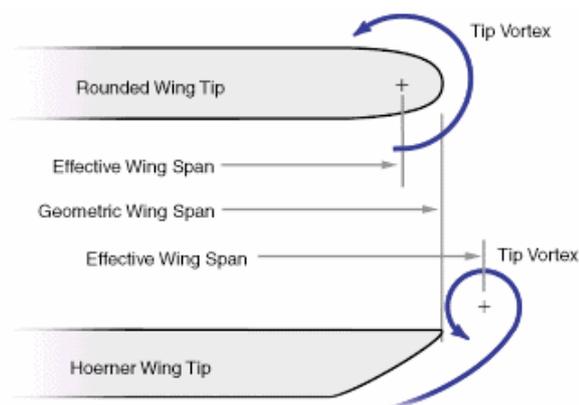


Figura 11 – Comparativo dos perfis de aerofólio. (HEINTZ, 2001)

Por fim, o projetista da aeronave justificou a utilização de asas altas, posicionadas acima da cabine e da fuselagem, pelo fato de permitirem uma melhor visibilidade horizontal (Fig. 12). Além disso, também há uma janela superior *skylight* posicionada sobre a cabeça dos passageiros, que funciona como uma espécie de teto solar na porção central da aeronave. Esse diferencial também promoveu uma redução na área frontal que acabou mitigando os efeitos de arrasto uma vez que desobstrui a passagem do fluxo de ar que vem do motor em direção à cauda da aeronave.

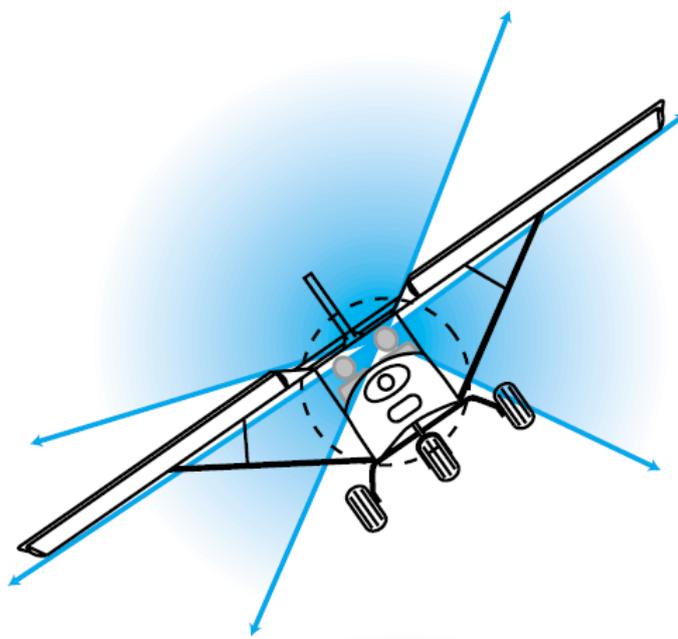


Figura 12 – Visibilidade do STOL CH 701. (HEINTZ, 2001)

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 COMPONENTES ESTRUTURAIS DA ASA

Pode-se dizer que as funções primordiais da estrutura de uma aeronave são as seguintes: resistir às cargas aplicadas; proporcionar um formato aerodinâmico e proteger os sistemas, passageiros, carga paga etc. (MEGSON, 2013)

Para tanto, os componentes estruturais devem funcionar no sentido de garantir a conservação da integridade estrutural da aeronave, bem como proporcionar um alto nível de segurança frente às condições de operação às quais são submetidas.

Portanto, mostra-se indispensável, na fase inicial de qualquer projeto aeronáutico, o conhecimento preliminar de aspectos como a função de cada elemento estrutural, dos carregamentos externos que agem sobre eles e das propriedades dos materiais utilizados na sua produção.

Notavelmente, as asas estão entre os principais componentes estruturais de uma aeronave. As denominadas asas fixas são compostas por subpartes as quais, por sua vez, desempenham determinadas funções necessárias para garantir o ideal funcionamento e a integridade estrutural do conjunto. Os principais componentes desse conjunto são as longarinas, as nervuras e o revestimento, indicados pela Figura (13).

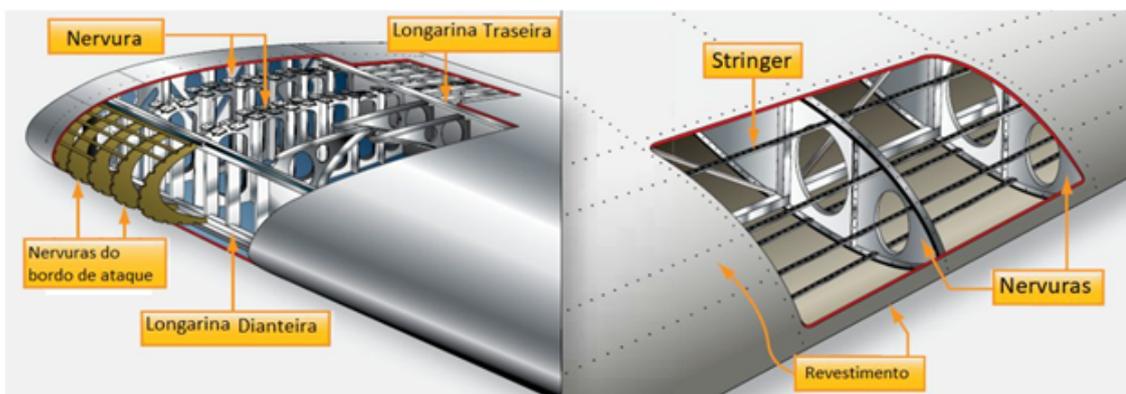


Figura 13 – Componentes estruturais da asa. (HANGAR33, 2015)

A longarina principal é o elemento estrutural da asa responsável por suportar e transmitir para a fuselagem a maior parte das cargas de flexão. É considerada primariamente como um membro suportador de cargas diretas. A alma da longarina desenvolve tensões de cisalhamento ao resistir à aplicação dos carregamentos transversais e torcionais, servindo secundariamente como um estabilizador capaz de suportar, associado aos demais membros estruturais, altas cargas compressivas advindas de esforços fletores e axiais.

As nervuras possuem diversas funções. São responsáveis por conservar o formato geométrico da asa, garantindo assim que o perfil aerodinâmico seja preservado ao longo sua envergadura; por resistir, juntamente ao revestimento, às cargas de pressão aerodinâmicas; por auxiliar na resistência à flambagem da alma das longarinas e do revestimento, formando uma espécie de coluna de apoio; por transmitir carregamentos externos de torção sofridos pelo revestimento da asa para a longarina; e por, em seções próximas à raiz da asa, absorver e transmitir cargas pontuais (peso de combustível, trem-de-pouso ou motor).

O revestimento funciona como uma “capa” que envolve as estruturas internas da asa, promovendo o envelope aerodinâmico responsável por interagir com o fluxo de ar. Sua função principal é formar uma superfície impermeável que suporta a distribuição de pressão aerodinâmica gerada pela sustentação da aeronave. Além disso, resiste às tensões de cisalhamento geradas pelos efeitos de torção e flexão desenvolvidas na asa. Parte das cargas axiais e devidas a flexão também são resistidas pela ação conjunta do revestimento com os *stringers*. Embora sejam eficientes suportando cargas de tração e cisalhamento, sofrem flambagem facilmente quando expostas a condições de compressão. Dessa forma, são conectadas nas nervuras e nos *stringers* (MEGSON, 2013).

Para análise de um projeto estrutural em nível mais detalhado ainda devem ser consideradas as demais partes secundárias, responsáveis pelas junções, conexões e fixação dos componentes, como parafusos e rebites.

3.1.1 Anatomia estrutural da asa do CH 701

Para o completo entendimento do trabalho, faz-se necessária uma apresentação prévia do projeto estrutural real da asa do STOL CH 701, que será discutido nessa seção.

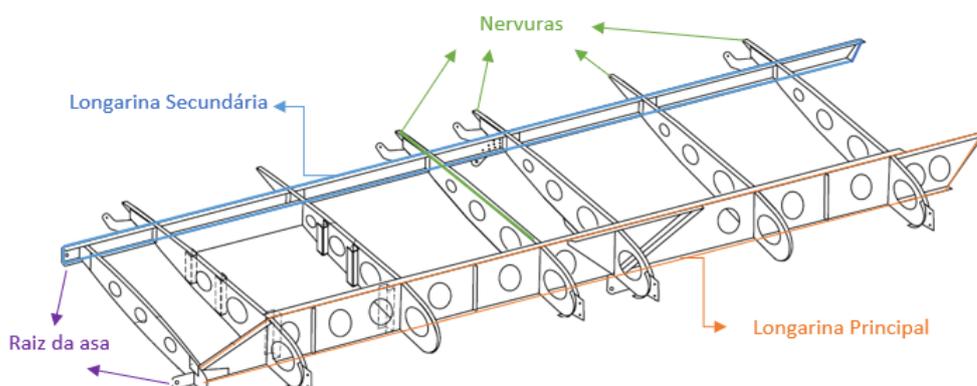


Figura 14 – Estrutura da asa. Adaptado de (COMPANY, 2019)

O STOL CH 701 possui uma configuração de asa alta simétrica e plana, com seção reta e contínua, e fixação semicantilever auxiliada por montante duplo. A sua estrutura compreende: 1 longarina frontal (principal), 1 longarina traseira (secundária), 7 nervuras

no caixão central e 6 nervuras nos bordos de ataque e de fuga, como demonstrado na Fig. (14). Além disso, ainda há os suportes da asa, que serão tratados mais à frente. Todos os componentes internos¹ da asa são feitos de liga de alumínio 6061-T6, inclusive o revestimento, que também atua como componente estrutural, cuja disposição encontra-se demonstrada na Fig. (31).

Segundo Gudmundsson (2013), nesse tipo de arranjo, todo o momento fletor e a maior parte da força cortante é transferida para a fuselagem por meio da longarina principal. Assim, a sua fixação deve prover ampla área de superfície, para que suporte as reações da asa no rolamento e seja projetada para transferir as cargas de forma gradual. Isso significa que deve haver um número suficiente de rebites no revestimento da asa e das nervuras a fim de coletar e transferir as cargas para a longarina principal e, em seguida, para a fixação com a fuselagem. A conexão da asa com a fuselagem está demonstrada na Figura (15).

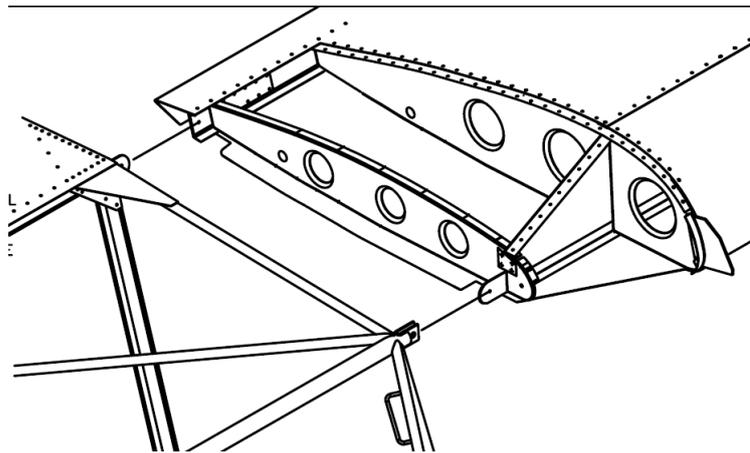


Figura 15 – Ponto de fixação asa-fuselagem. (COMPANY, 2019)

Esse ponto reage às maiores e mais importantes cargas, mesmo durante condições normais de voo, sendo bastante suscetível a fadiga. Conseqüentemente, essa região deve ser bem analisada e a espessura do material que a compõe deve ser dimensionada além dos requisitos operacionais.

3.1.2 Configuração da asa: semicantilever com suporte/montante

A asa com montante é comumente utilizada em aeronaves pequenas, sendo o caso do STOL CH 701. Essa configuração é denominada semicantilever e permite o projeto de uma asa com alta razão de aspecto, o que resulta em ganhos diretos de performance aerodinâmica ao reduzir o arrasto induzido. Além disso, sob o ponto de vista estrutural, auxilia reagindo a cargas que seriam concentradas na conexão com a fuselagem, atuando como uma espécie mitigador de momentos fletor e torsor na asa.

¹ com exceção dos parafusos e rebites de fixação

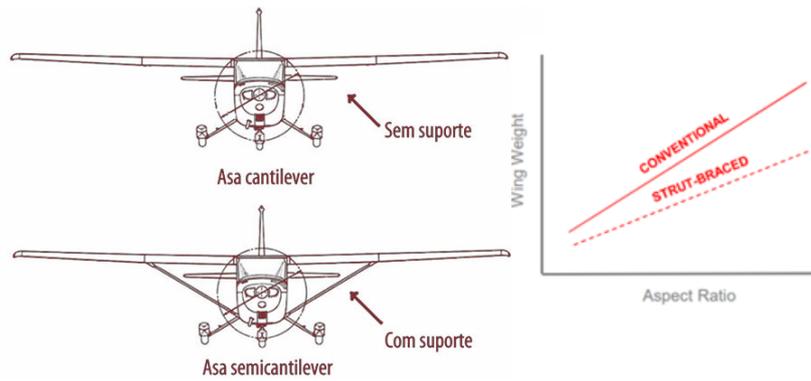


Figura 16 – Cantilever vs. Semicantilever (HANGAR33, 2015)

Essa estrutura adicional acaba não gerando um aumento relevante de peso, pois alivia a estrutura da asa em si, no que diz respeito a sua fixação com a fuselagem, que mais robusta caso uma asa engastada fosse utilizada. (CARRIER et al., 2012)

Os montantes ajudam a aumentar rigidez de flexão da asa, mitigando a sua deflexão e evitando a utilização de stiffeners, o que permite a redução de espessura do revestimento. Os montantes, portanto sofrem ciclos tração e compressão.

Além disso, segundo Carrier et al. (2012), a configuração semicantilever utilizando struts também influencia positivamente na economia de combustível. No caso do STOL CH 701, o motor é posicionado na proa da aeronave, de forma a não interferir no escoamento laminar que passa pelas asas, trazendo um benefício considerável, pois reduz o peso máximo bruto de decolagem e a quantidade de combustível que deve ser carregada.

Sob um ponto de vista de eficiência, o principal parâmetro que deve ser levado em conta é o arrasto induzido produzido pela estrutura da aeronave, contudo, essa análise não fez parte do escopo do atual trabalho.

Os montantes são conectados na asa a partir de um componente posicionado logo abaixo da 5ª nervura contada a partir raiz da asa, localizada a uma distância horizontal de aproximadamente 1,88 m. No sentido da corda, um deles fica mais próximo ao bordo de ataque e o outro próximo ao bordo de fuga, como mostra a Figura (17).

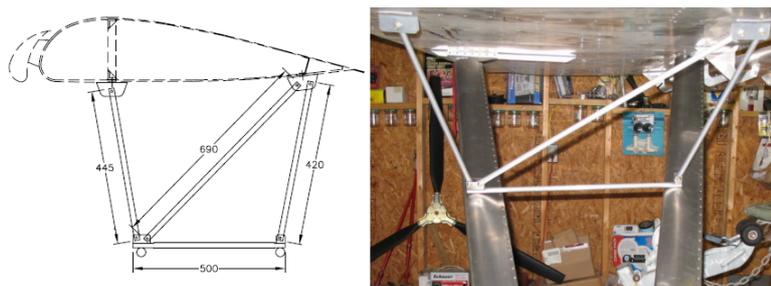


Figura 17 – Configuração dos jury. (LONGO, 2010)

A Figura (17) também demonstra a configuração dos *jurys*, estruturas mais simples que servem para aumentar a rigidez do conjunto de montantes, reduzindo as vibrações e prevenindo efeitos de flambagem.

Há um outro componente de fixação da asa na base da aeronave, onde os montantes se conectam à estrutura da fuselagem e do trem-de-pouso. É uma seção crítica sob o ponto de vista estrutural, pois há uma maior concentração de tensões, o que demanda uma análise mais minuciosa.

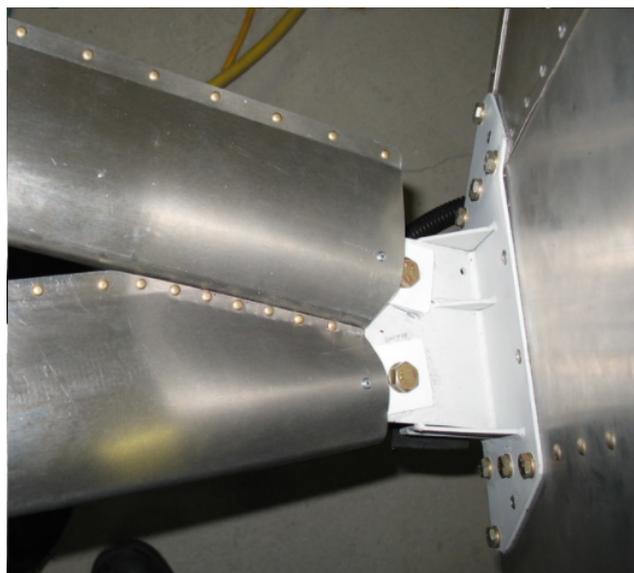


Figura 18 – Fixação do montante na fuselagem. (LONGO, 2010)

As conexões articuladas são feitas por parafusos AN5-6A, de 8 mm de diâmetro, e as estruturas de apoio são fixadas na fuselagem por rebites A5 e parafusos AN3-4A e AN3-5A.

3.2 CARREGAMENTOS, ESFORÇOS INTERNOS E TENSÕES

3.2.1 Carregamentos externos

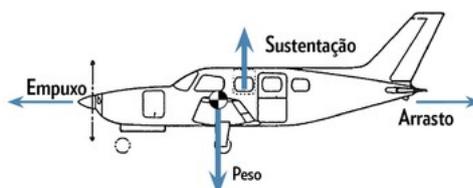


Figura 19 – Forças atuantes no avião. (MAGAZINE, 2014)

De maneira simplificada, os carregamentos externos que agem diretamente sobre uma aeronave são: o empuxo, o arrasto, a sustentação e o peso. Tal conjunto representa

bem as forças atuantes em qualquer avião e são utilizadas na concepção de um modelo físico básico, como demonstra a Fig.(19).

Assim como conceituado por Raymer em sua obra *Aircraft Design – A conceptual Approach*, um membro estrutural responde a um carregamento deformando-se de tal maneira até o ponto em que a estrutura esteja empurrando de volta com uma força equivalente à carga externa. As forças internas produzidas em resposta ao carregamento aplicado são denominadas “tensões”, as quais, por sua vez, provocam deformações na estrutura.

Portanto, antes mesmo de os membros estruturais serem dimensionados, as condições de carregamento às quais serão submetidos devem ser pré-determinadas, partindo de estimativas. A estimativa de cargas é uma etapa crítica do projeto, pelo fato de que um simples erro ou uma falsa premissa podem acarretar em uma aeronave muito pesada e até resultar em falha estrutural, uma vez que as cargas reais aplicadas durante o voo sejam divergentes ao conjecturado (RAYMER, 2018).

O objetivo final de qualquer projeto aeronáutico, sob o ponto de vista da engenharia, é que a estrutura da aeronave possua a resistência necessária a sua operação de modo que sejam atendidos e preservados os parâmetros técnicos e normativos de segurança, performance e eficiência.

Aeronaves sofrem a ação de carregamentos externos os quais, por consequência, geram esforços internos na estrutura no decorrer da sua operação, sendo em solo ou em voo. Dessa maneira, a estrutura da aeronave é requisitada por essas duas classes de carregamentos, gerados a partir das movimentações em solo, como ocorre durante o taxiamento, pouso, decolagem e reboque; ou pelas condições encontradas em voo, mediante a sustentação e o arrasto gerados pelas forças aerodinâmicas, sofrendo influências diretas tanto das rajadas de vento quanto por manobras (MEGSON, 2013).

Sob um ponto de vista mais teórico, as cargas também podem ser classificadas da seguinte forma: forças de superfície, sendo as forças que agem sobre a superfície da estrutura - como efeitos aerodinâmicos e pressão hidrostática; e forças de corpo, as quais agem sobre o volume da estrutura e são geradas por efeitos gravitacionais (de campo) e inerciais (MEGSON, 2013).

Enquanto a aeronave se encontra parada em solo, a estrutura da asa é solicitada somente pelo seu próprio peso e por cargas pontuais de outros elementos conectados a ela, se for o caso. Contudo, é durante o taxiamento, a decolagem e o pouso que ocorrem os carregamentos dinâmicos mais severos. Em condição de voo, por sua vez, há também forças aerodinâmicas de sustentação agindo no sentido vertical, “puxando” a asa para cima, e o arrasto, agindo no sentido contrário ao movimento da aeronave.

As cargas aerodinâmicas são resultantes da distribuição de pressão sobre as su-

perfícies da aeronave, como demonstrado na Fig. (20), geradas em condições de voo pela interação com o ar, podendo ser acentuadas por manobras e rajadas de vento. Assim, usualmente são provocadas tensões normais, flexão, cisalhamento e torsão em todas as partes da estrutura, somando-se à pressões normais locais impostas no revestimento.

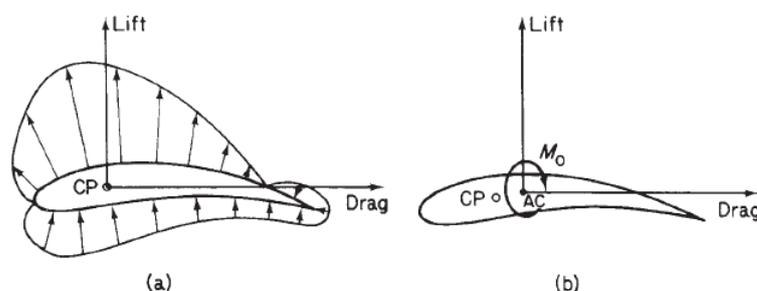


Figura 20 – Forças aerodinâmicas na asa. (MEGSON, 2013)

Partindo desses carregamentos simples, são definidas outras três variantes, originadas a partir de suas combinações, listadas a seguir.

1. Flexão: combinação de tração e compressão;
2. Torsão: combinação de forças que produzem momento (torque) de forma a torcer o objeto, produzindo forças de cisalhamento tangenciais;
3. Cargas térmicas: causadas pela expansão do material em razão de um aumento ou diminuição de temperatura, podem gerar tensões de tração ou compressão.²

3.2.2 Esforços internos

Segundo Raymer (2018), a estimativa das tensões de flexão nas longarinas é um problema comum na área de projetos aeronáuticos. Consiste em um processo de duas etapas, onde os esforços externos devem ser obtidos para que, em seguida, seja possível a avaliação das tensões resultantes.

Portanto, a determinação preliminar dos esforços internos nos membros estruturais é de suma importância, haja vista que indicam os locais onde há a probabilidade de ocorrência das maiores solicitações mecânicas. Isso se torna uma ferramenta extremamente útil para a análise estrutural, pois as regiões onde ocorrem os máximos esforço cortante e momento fletor tendem a desenvolver as maiores tensões e, conseqüentemente, representar maior risco de falha (muito embora esta seja uma suposição bem genérica, uma vez que a geometria local das peças interferem profundamente nas tensões).

² o escopo do atual trabalho desconsiderou a ação de cargas térmicas.

Um membro estrutural que suporta carregamentos aplicados na direção perpendicular ao seu eixo longitudinal é referido como viga. As estruturas de aeronaves são um grande exemplo disso, como a asa e a fuselagem. Raramente forças de flexão agem sozinhas sobre uma unidade estrutural, pois vêm acompanhadas de forças axiais e torcionais. Contudo, as forças de flexão bem como as tensões resultantes originadas por elas são de grande relevância no projeto de estruturas aeronáuticas (BRUHN, 1973).

A asa do STOL CH 701 pode ser analisada considerando duas regiões distintas ao longo do eixo da envergadura, sendo elas: a porção interna da asa - localizada entre a conexão da fuselagem e o ponto central onde está posicionado o braço do montante; e a porção externa, que vai do centro da asa até a sua extremidade externa (Fig. 21). Essa separação foi proposta pois os métodos para avaliação dos esforços internos variam em cada um desses casos, uma vez que o posicionamento dos montantes altera bastante o comportamento da estrutura da asa.

Região externa da asa

A região externa da asa pode ser considerada como um elemento de viga denominado “*overhang beam*”- ou viga saliente - pois sua extremidade se estende além de um ponto de apoio, como ocorre nas asas de aeronaves.

Os esforços cortantes são definidos em cada seção como a soma de cargas verticais existentes daquele ponto em diante. Os momentos produzidos por cada uma dessas cargas verticais, discretizadas, em relação a um corte transversal arbitrário no elemento estrutural, deve ser equilibrado por um momento interno denominado momento fletor. Esse momento é gerado pela combinação de reações opostas, de flexão e de compressão (RAYMER, 2018).

Os esforços cortantes e momentos fletores localizados na porção externa da asa do STOL CH 701 (que parte da posição horizontal $y=1,88m$ até $y=3,60m$), considerando distribuição de carga trapezoidal, são obtidos com base nas Equações (3.1) e (3.2).

$$V_y^{ext}(y) = -\frac{w_y}{2} \left(\frac{y^2}{2a} + y \right) \quad (3.1)$$

$$M_x^{ext}(y) = -\frac{1}{2} \frac{w_y}{2} \left(\frac{y^3}{3a} + y^2 \right) \quad (3.2)$$

Onde “a” é o comprimento da região externa da asa ($a = y_{max} = 1,88m$) e $w_y/2$ representa a magnitude da carga distribuída retangular e da triangular que compõem a carga trapezoidal, caso a relação entre elas fosse igual. Ou seja, a magnitude da carga distribuída no maior lado do trapézio (em $y_{max} = 1,88m$) é igual a w_y , enquanto na extremidade livre da asa (em $y_{min} = 0m$) é $w_y/2$.

Região interna da asa

Levando em consideração que sobre a região interna da asa do STOL é aplicada uma carga distribuída uniformemente (retangular) e que há um apoio com reação vertical (R) na sua extremidade, onde a raiz da asa se conecta com a fuselagem, as equações do momento fletor (Eq. 3.4) e do cortante (Eq. 3.3) ficam da seguinte maneira:

$$V_y^{int}(y) = R - w_y y \quad (3.3)$$

$$M_x^{int}(y) = Ry - \frac{w_y y^2}{2} \quad (3.4)$$

Contudo, em aeronaves com montantes, como é o caso do STOL CH 701, a parte interna das longarinas são consideradas estruturas que agem como viga-coluna, pois estão sujeitas à carregamentos transversais, ou momentos nas extremidades somados a cargas axiais. Isso faz com que haja a geração de momentos fletores os quais, por sua vez, produzem deflexões no membro. Dessa maneira, a carga axial aplicada produz momentos secundários, onde a compressão atua como agravante e as tensões de tração agem como atenuantes, no que se refere à contribuição sobre produção de momento fletor (BRUHN, 1973).

Portanto, uma estrutura de asa com montante apresenta momentos fletores reduzidos comparados aos de uma asa engastada. Contudo, isso faz com que sua análise se torne mais complexa devido aos efeitos de compressão comentados no parágrafo anterior, cenário no qual há geração de momentos secundários no membro estrutural da asa localizado entre a região da raiz e a fixação do montante (Fig. 21). Esses efeitos não podem ser ignorados pelo fato de representarem um acréscimo de até 1/3 (um terço) sobre o momento fletor calculado (RAYMER, 2018).

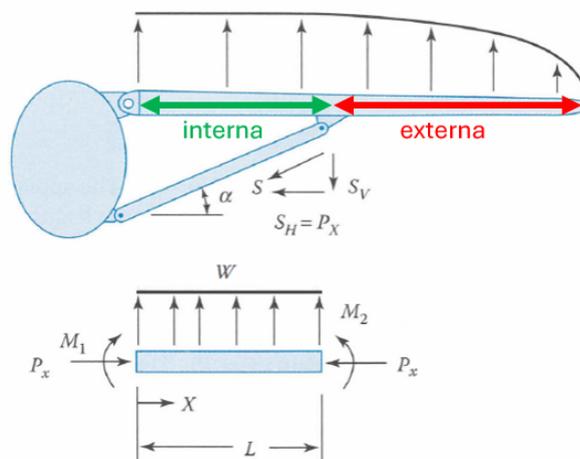


Figura 21 – Momento fletor secundário. Adaptado de: (RAYMER, 2018)

A Equação (3.5) demonstra a expressão matemática utilizada para obtenção do momento fletor ao longo da envergadura de asas com montante, onde w_y representa a carga distribuída. A Equação (3.6) retorna o valor do momento máximo e a Eq. (3.7) a localização do ponto onde ocorre o momento máximo (BRUHN, 1973).

$$M(x) = C_1 \sin(x/j) + C_2 \cos(x/j) + w_y j^2 \quad (3.5)$$

$$M_{max} = \frac{D_1}{\cos(x/j)} + w_y j^2 \quad (3.6)$$

$$\tan\left(\frac{x_m}{j}\right) = \frac{D_2 - D_1 \cos(L/j)}{D_1 \sin(L/j)} + w_y j^2 \quad (3.7)$$

Os coeficientes “C1”, “C2” e “j” são obtidos a partir do seguinte processo:

$$j = \sqrt{EI/P} \quad (3.8)$$

$$C_1 = \frac{D_2 - D_1 \cos(L/j)}{\sin(L/j)} \quad (3.9)$$

$$C_2 = D_1 = M_1 - w_y j^2 \quad (3.10)$$

$$D_2 = M_2 - w_y j^2 \quad (3.11)$$

3.2.3 Flambagem

A flambagem ocorre quando carregamentos compressivos aplicados sobre o membro estrutural causam sua falha em tensões inferiores às esperadas em condições normais. Isso é muito comum em placas finas submetidas à compressão, como é o caso do revestimento das superfícies de aviões. Os efeitos do momento fletor secundário apresentados no item anterior, quando ocorrem sobre um elemento estrutural que age como coluna, como as longarinas do CH 701, que funcionam viga-coluna, podem sofrer efeitos de flambagem. Os montantes também estão sujeitos à flambagem, podendo ocorrer em condições de aterrissagem brusca, quando o carregamento gerado pelo contato da aeronave com o solo supera o limite crítico.

A força crítica que pode ser imposta sobre esses membros deve ser previamente dimensionada e levada em conta no projeto, pois caso superada, podem ocasionar em falhas estruturais. A força limite é calculada com base na Eq. (3.12).

$$F_{buckling} = KE(t/b)^2 \quad (3.12)$$

Os valores de “K” dependem das condições de suporte do membro e são obtidos a com a utilização do gráfico do Anexo (C), a partir da relação entre o comprimento e altura da placa.

Segundo Raymer (2018), colunas curtas experienciam compressão pura sem oferecer nenhum risco de flambagem, o que é denominado como “compressão de bloco”, quando o *slenderness ratio* é menor que 12. Isso pode ocorrer em longarinas, pois são auxiliadas pelas conexões com as nervuras, que servem como colunas ao longo de sua extensão. Esse fator é calculado pela Equação (3.13).

$$\lambda = L_e / \sqrt{I/A} \quad (3.13)$$

3.2.4 Tensões axiais

A análise estrutural exige a compreensão prévia acerca das definições básicas relacionadas a aplicação de forças e cargas sobre estruturas, bem como os esforços desenvolvidos como resposta a tais solicitações. Segundo Raymer (2018), existem 3 tipos de carregamentos estruturais básicos: tração, compressão e cisalhamento, descritos a seguir.

Tração e compressão são efeitos gerados por forças axiais que agem no eixo longitudinal de uma peça gerando tensões normais, cujo valor médio na seção pode ser expresso pela Equação (3.14), onde “P” é a força resultante aplicada e “A” é a área da seção transversal.

$$\sigma_{med} = \frac{P}{A} \quad (3.14)$$

Segundo Johnston (2009), forças transversais de cisalhamento, ocorrem comumente em parafusos, rebites e pinos que são responsáveis por conectar os diversos componentes estruturais, como ilustra a Figura (22). No que diz respeito à estrutura da asa do STOL CH 701, essas forças são encontradas principalmente nas conexões da asa com a fuselagem, dos montantes com a asa e dos montante com a fuselagem, regiões onde há articulações fixadas por parafusos.

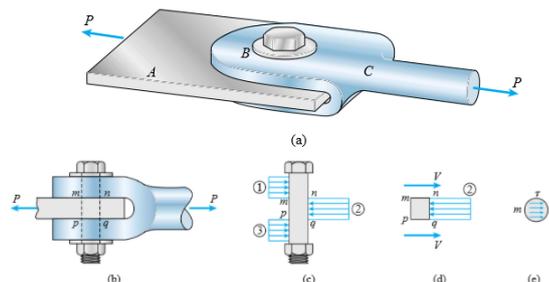


Figura 22 – Pino sobre cisalhamento duplo (JOHNSTON, 2009)

A Equação (3.15) representa a expressão matemática utilizada para cálculo da tensão de cisalhamento duplo ilustrada na Fig. (22), onde “ A_c ” representa a área da seção circular do pino/parafuso/rebite.

$$\tau_{med} = \frac{P}{A_c} = \frac{F}{2A_c} \quad (3.15)$$

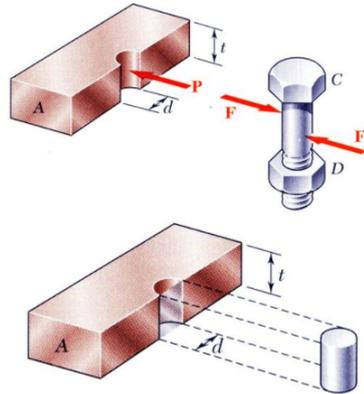


Figura 23 – Tensão de esmagamento em conexões. (JOHNSTON, 2009)

As tensões de esmagamento, geradas pelos contatos entre pinos, rebites e as estruturas de conexão, agem em sua superfície projetada, como demonstrado nos pontos 1, 2 e 3 da Fig. (23.c). A Equação (3.16) é utilizada para o cálculo dessas tensões, onde “ A_p ” é a área projetada da região de contato.

$$\sigma_e = \frac{P}{A_p} = \frac{P}{td} \quad (3.16)$$

3.2.5 Flexão, torção e cisalhamento

Segundo Raymer, a estimativa de momento fletor e tensões de cisalhamento nas longarinas é um processo de duas etapas: primeiro as distribuições dessas tensões devem ser determinadas para que, em seguida, as tensões resultantes sejam obtidas.

Segundo Raymer (2018), o momento fletor é gerado por uma combinação dos efeitos de tração e compressão aplicados na direção longitudinal da barra. Caso as tensões permaneçam dentro do limite de um regime elástico, as tensões variam linearmente em relação à distância vertical (eixo "z") tomada a partir da linha neutra, localizada no centróide da seção transversal da barra, onde não há aplicação de força. A Equação (3.17) demonstra a expressão utilizada para calcular o momento fletor na seção de uma barra, considerando a flexão em dois eixos devido aos momentos “ M_x ” e “ M_z ”.

$$\sigma_{y,b} = \frac{M_x \cdot z}{I_y} + \frac{M_z \cdot x}{I_z} \quad (3.17)$$

A tensão de cisalhamento devido à flexão, por sua vez, se manifesta em pares, nas direções vertical e horizontal, de maneira a se balancearem. A sua magnitude apresenta o valor máximo na linha neutra da barra - onde o momento fletor é nulo - e valor máximo nas superfícies, onde o momento fletor é máximo. Assim, a expressão para cada geometria de seção transversal é obtida a partir da expressão dada pela Eq. (3.18).

$$\tau = \frac{V}{bI_y} \int_z^{h/2} z dA \quad (3.18)$$

$$\tau_v = \frac{V}{ht} \quad (3.19)$$

Nas asas dos aviões, as mesas da longarina geralmente são responsáveis por absorver toda a flexão, enquanto a alma resiste ao cisalhamento, cuja distribuição pode ser considerada constante, para efeitos de simplificação.

Momentos torsores também geram tensões de cisalhamento, ou fluxo de cisalhamento, na estrutura do avião. Pode-se considerar que tais tensões são resistidas pelo revestimento da asa.

Em seções sólidas, o fluxo de cisalhamento (q) é definido pela Eq. (3.20) e a tensão de cisalhamento devido a um torque “ T ” é dada pela Eq. (3.21).

$$q = \frac{T}{2A} \quad (3.20)$$

$$\tau_T = q/t = \frac{T}{2At} \quad (3.21)$$

A determinação do fluxo de cisalhamento em seções formadas por placas finas é ainda mais complexa, demandando de uma análise mais aprofundada. Isso pode complicar bastante sua avaliação em seções abertas, assimétricas ou que possuam mais de uma célula (multicelulares). A expressão que determina o fluxo de cisalhamento para uma seção arbitrária qualquer é dada pela Eq. (3.22).

$$q_s = - \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^S t_{Dx} ds - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \int_0^S t_{Dy} ds \quad (3.22)$$

Essa expressão pode ser simplificada para cada caso de aplicação, podendo ser reduzida para facilitar sua utilização. Por exemplo, a seção da longarina do STOL CH 701 pode ser aproximada como uma viga em formato “I” simétrica de seção aberta. Isso faz com que a equação seja sintetizada na expressão indicada pela Eq. (3.23).

$$q_s = q_o - \frac{V_y}{I_{xx}} \int_0^S ty ds \quad (3.23)$$

3.3 DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO SOBRE A ASA

Um passo essencial para a realização da análise estrutural da asa é a determinação preliminar da distribuição de sustentação que incide sobre ela durante o voo. Essa etapa torna-se necessária pois é partindo dela que será feita a análise dos esforços internos da estrutura.

Afirma Rodrigues (2011) que o formato da asa é classificado a partir da sua vista em planta, podendo assumir diversas geometrias distintas. Não obstante, existem três formatos mais básicos, sendo o retangular, o trapezoidal e o elíptico.

Como exposto anteriormente, na Seção (2.2), no caso do STOL CH 701, segundo seu fabricante, foi feita uma modificação do perfil aerodinâmico NACA 650-18 para melhor adequá-lo ao uso desejado. A partir disso, foi desenvolvida uma asa de formato retangular, mantendo-se a regularidade do perfil aerodinâmico ao longo de toda a envergadura.

Segundo Raymer (2018), o formato de asa mais fácil de se construir é o retangular, possuindo afilamento (λ_a) próximo a 1,0. Ou seja, na prática não há afilamento pois a dimensão da corda permanece constante ao longo do comprimento da asa, como é o caso do STOL CH 701. Isso faz com que a aeronave apresente um comprimento de corda exagerado na sua ponta, que decorre em uma sobrecarga advinda da geração de sustentação excessiva nesse ponto.

Para uma asa retangular plana, sem torção nem afilamento, pode-se considerar durante uma análise inicial que a distribuição de sustentação se assemelha razoavelmente à de uma asa elíptica. A Figura (24) demonstra um comparativo da distribuição de sustentação observada gerada por alguns formatos diferentes de asa, em razão do seu aspecto de afilamento, com a distribuição elíptica ideal.

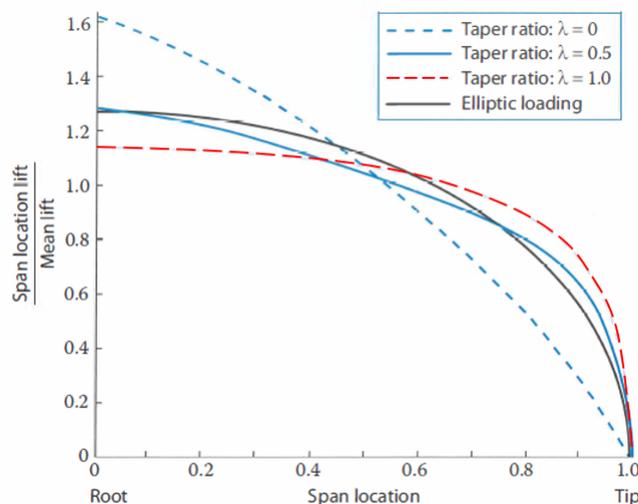


Figura 24 – Forças aerodinâmicas na asa. Adaptado de (RAYMER, 2018)

Contudo, para a determinação de distribuição de sustentação mais precisa, necessária ao modelo de análise proposto por este trabalho, deve ser utilizada uma metodologia mais refinada, como adescrita a seguir.

3.3.1 Teoria clássica de Prandtl

A teoria de linha de sustentação de Prandtl trouxe o primeiro modelo matemático capaz de apresentar de maneira aproximada as propriedades aerodinâmicas de uma asa finita. Tal feito possibilitou a obtenção da distribuição de sustentação em asas mediante o cálculo da circulação em cada seção, cuja solução, baseada no teorema de Kutta-Joukowski, é dada pelas Eq. (3.24) e Eq. (3.25).

$$L'(y) = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma(y) \quad (3.24)$$

$$L = \rho_{\infty} V_{\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \Gamma(y) dy \quad (3.25)$$

A aplicação dessa teoria permite estimar a distribuição de sustentação elíptica, variável ao longo da envergadura da asa, considerando a circulação dada pela Eq. (3.26), obtendo-se assim a Eq. (3.27).

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (3.26)$$

$$L(y) = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (3.27)$$

A Equação (3.28) é utilizada para o cálculo da circulação no ponto médio da asa elíptica.

$$\Gamma_0 = \frac{4L}{\rho_{\infty} V_{\infty} b\pi} \quad (3.28)$$

Segundo a MAGAZINE (2014), o valor de “ Γ_0 ” é determinado para o estudo estrutural da asa, e, portanto, calculado para velocidade de manobra e sua respectiva sustentação equivalente, com base no diagrama “v-n”. Realizado esse procedimento, aplica-se a Eq. (3.24) para a obtenção da força de sustentação atuante em cada seção da asa.

Muito embora a utilização dessa metodologia permita a obtenção rápida da distribuição de sustentação, somente retornam resultados precisos quando aplicada sobre asas de geometria elíptica. Para a determinação mais exata de cargas aerodinâmicas na asa de uma aeronave em regime de voo subsônico, são necessários uma série de cálculos e processos complexos, cuja solução, na maioria das vezes, depende de experimentos em túneis de

vento e aplicação de rotinas de CFD. Todavia, a teoria clássica da linha de sustentação é útil e válida para o projeto preliminar de uma aeronave, podendo ser desenvolvida de forma simplificada a partir do método da aproximação de *Schrenk*, que será tratado na sequência (MESTRINARI; RODRIGUES, 2011).

3.3.2 Método de aproximação de Schrenk

De acordo com Raymer (2018), para uma asa de formato não-elíptico, a aproximação de *Schrenk* consiste num bom método semi-empírico para determinação da distribuição de sustentação ao longo da envergadura. Isso é feito a partir da criação de uma sustentação hipotética, que representa a média aritmética entre um modelo plano aproximado do formato real da asa, e o seu equivalente elíptico, desde que preserve as mesmas dimensões de área e envergadura.

Considerando que a asa do STOL CH 701 não possui enflechamento, é possível aplicar o método da aproximação de Schrenk para obtenção da distribuição de sustentação, conforme indicado pela Eq. (3.29).

$$L(y)_S = \frac{L(y)_T + L(y)_E}{2} \quad (3.29)$$

Onde a distribuição elíptica é obtida com base nas Equações (3.27) e (3.28) e resultando na expressão descrita pela Eq. (3.30).

$$L(y)_E = \frac{4L}{b\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (3.30)$$

A distribuição retangular é obtida considerando um afileamento constante unitário ($\lambda_a = 1, 0$), simplificando a equação de distribuição trapezoidal, resultando na Eq. (3.32).

$$L(y)_T = \frac{2L}{b(1 + \lambda_a)} \left[1 + \frac{2y}{b}(1 - \lambda_a) \right] \quad (3.31)$$

$$L(y)_R = \frac{L}{b} \quad (3.32)$$

Logo, aplicando a aproximação de Shrenkn nas Equações (3.29) e (3.30), obtém-se a distribuição de carregamento para uma asa retangular, descrito pela Eq. (3.33).

$$L(y)_S = \frac{L}{2b} \left[1 + \frac{4}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \right] \quad (3.33)$$

A linha tracejada da Fig. (25) demonstra a distribuição aproximada de uma asa retangular compara à elíptica.

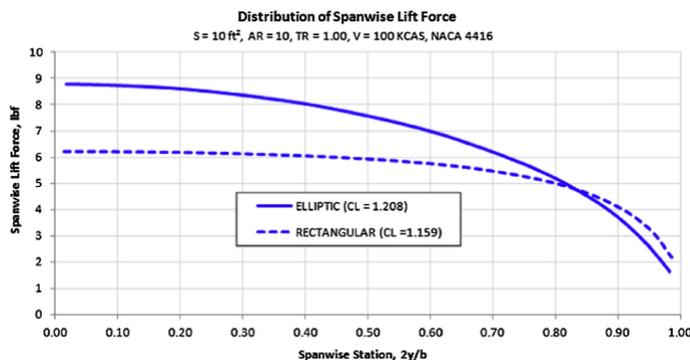


Figura 25 – Comparação de distribuição retangular e elíptica. (GUDMUNDSSON, 2013)

3.3.3 Análise computacional (XFRL5)

O *XFRL5* é um software de licença pública, que permite a análise de problemas reais relacionados à aerodinâmica por meio de métodos iterativos, como o método de painéis. Ele utiliza rotinas do solver *X-Foil* para solucionar numericamente as equações de fluido de Navier-Stokes, com base em métodos diretos e indiretos, para regimes de escoamento laminares e turbulentos, bi ou tridimensionais. Segundo Gudmundsson (2013), trata-se de um código amplamente utilizado na indústria pelo fato de representar uma ferramenta confiável.

Assim, é possível modelar e obter resultados precisos de parâmetros de perfis aerodinâmicos e de asas completas, a partir da configuração prévia das condições de operação da aeronave.

Em relação ao STOL CH 701, foi simulada uma condição de voo de cruzeiro nivelado a 3.000 m de altitude, com velocidade de 50 m/s (V_{ne}), em observância aos parâmetros de operação apresentados em pelo fabricante da aeronave (ver Seção 2.2). Nessa hipótese, foi suposto o equilíbrio de forças, peso e sustentação são equivalente, bem como o arrasto e o empuxo.

Em seguida, foram obtidas as propriedades atmosféricas³, com o intuito de possibilitar o cálculo do número de Reynolds, considerando os seguintes parâmetros: temperatura igual $-4,49$ °C, aceleração da gravidade igual a $9,797$ m/s², densidade do ar (ρ) igual a $0,9093$ kg/m³ e viscosidade dinâmica do ar (μ) igual a $1,694$ Ns/m².

Segundo Connor (2020), o número de Reynolds (Re) representa a proporção de forças de inércia em relação às forças viscosas, sendo um parâmetro conveniente para prever se uma condição de escoamento vai ser laminar ou turbulento. Pode-se interpretar que quando as forças viscosas são dominantes (fluxo lento, “Re” baixo) são suficientes o suficiente para manter todas as partículas de fluido alinhadas, então o fluxo é laminar. Mesmo “Re” muito baixo indica movimento de rastejamento viscoso, onde os efeitos

³ ver Anexo (D)

de inércia são desprezíveis. Quando as forças inerciais dominam sobre as forças viscosas (quando o fluido está fluindo mais rápido e “Re” é maior), então o fluxo é turbulento.

Esse fator mostra-se relevante pelo fato de que a análise do problema depende da sua definição prévia, tendo em vista que dependendo do regime de escoamento, laminar ou turbulento, um tipo de solução distinta é necessária.

Na hipótese em tela, utilizou-se a Eq. (3.34) para a obtenção dos números de Reynolds referentes a duas situações distintas.

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{v l}{\nu} \quad (3.34)$$

Dessa forma, o “Re” para 2 hipóteses foi calculado: a primeira, considerando a aeronave em solo durante o processo de decolagem: Re_{min} ($h = 0$ m e $v = 15$ m/s); a segunda, considerando o voo próximo à velocidade V_{NE} : Re_{max} ($h = 3.000$ m e $v = 50$ m/s). Os resultados obtidos foram: $Re_{min} = 1.215.762$ e $Re_{max} = 4.279.811$.

Os parâmetros obtidos foram utilizados na ferramenta *X-Foil* do *software* XFRL5, no qual foram feitas as análises de modelos de asa para o projeto, considerando as duas configurações de perfil aerodinâmico apresentadas pela na Fig. (7).

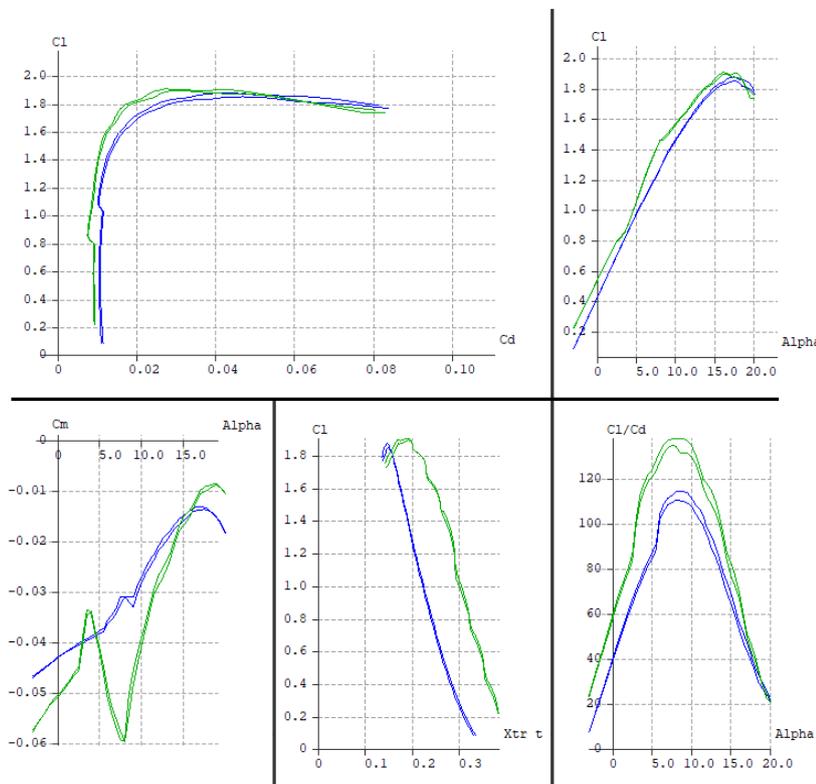


Figura 26 – Comparativo dos aerofólios (XFRL5).

As curvas em azul da Fig. (26) dizem respeito ao aerofólio base (NACA 650-18) enquanto as verdes representam o perfil já modificado e utilizado no projeto do CH 701.

Cada uma delas traçada dentro dos limites calculados para os números de Reynolds, variando o ângulo de ataque de 0° a 20° . Vale ressaltar que não foram consideradas as superfícies de hipersustentação, ou seja, foram excluídos da análise os efeitos gerados pelos *flaps* e *slots*.

O Cl_{max} atingido com a utilização de flaps e slats é muito maior comparado com o caso sem o uso deles. Isso causa uma grande alteração nos coeficientes de sustentação e arrasto, como demonstra a Figura (9), onde é possível observar inclusive que a configuração de aerofólio plano só permite voos até 15° , ocorrendo stall a partir desse ponto. A Tabela (1) apresenta os resultados extraídos dos polares gerados pelo XFRL5 para a configuração de aerofólio plano para diferentes ângulos de ataque.

α	Cl	Cd	Xcp [m]
2°	0,3837	0,0083	0,5645
5°	0,6005	0,0203	0,4848
10°	0,9532	0,0511	0,4337
15°	1,2897	0,0511	0,4130
30°	2,1538	0,2567	0,4004

Tabela 1 – Parâmetros aerodinâmicas para diferentes ângulos de ataque

As aproximações podem ser feitas a partir da aplicação de um fator de proporção retirado dos valores apresentados no gráfico da Figura (9), onde se observa uma relação de acréscimo de Cl_{max} de 1.6 vez (+60%) entre as configurações de aerofólio plano e com flaps ativados (curvas azul e verde) e de 2,2 vezes (+120%) entre as configurações de aerofólio plano e com flaps e slats em ação (azul e vermelha).

A obtenção do Cl_{max} também é importante para a análise dos efeitos gerados pelo arrasto sobre a estrutura da asa, pois a condição crítica de carregamento ocorre com a maior área frontal da asa possível, ou seja, quando o ângulo de ataque está no máximo (cerca de 30° para o STOL CH 701). O coeficientes (Cd) e a posição do centro aerodinâmico ao longo do corda (Xcp) foram obtidos nessa condição, corrigidos pelos fatores mencionados anteriormente.

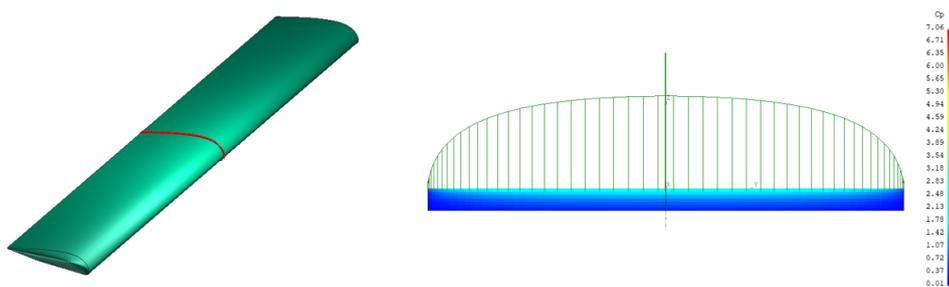


Figura 27 – Modelos de asa - XFRL5. (autor)

Também foram gerados modelos geométricos aproximados para as asas da aeronave, o que possibilitou observar a distribuição de sustentação sobre o eixo longitudinal na direção da envergadura. Para tanto, duas hipóteses de asa foram geradas: uma sendo a simplificação da asa e a outra um modelo mais próximo do real, considerando a região central onde se encontra o teto da cabine. Isso foi feito com o intuito de analisar um possível impacto gerado por essa região da fuselagem sobre a geração de sustentação. A Figura (27) apresenta os resultados obtidos a partir da simulação no XFRL5.

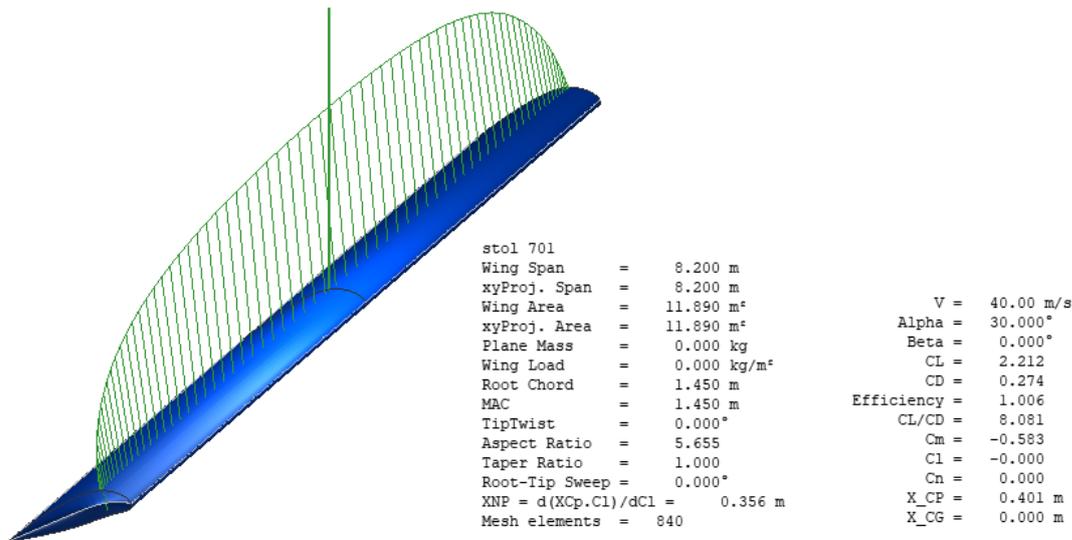


Figura 28 – Geometria: Asa retangular - XFRL5.(autor)

Contudo, segundo Raymer (2018), uma distribuição de sustentação aproximada pode ser utilizada para uma análise inicial, onde a região localizada entre a fuselagem e o meio da asa, onde encontra-se fixado o montante, é considerada uma distribuição retangular uniforme e desse ponto até a extremidade externa da asa, a distribuição é tomada como trapezoidal. A Figura (28) ilustra a distribuição sobre uma asa retangular, que foi utilizada como base para a análise estrutural preliminar.

4 DESENVOLVIMENTO

Partindo da avaliação prévia das condições de operação da aeronave, bem como das limitações impostas pelo envelope de voo, foi necessário utilizar algumas ferramentas de análise de projeto para a obtenção dos resultados pretendidos. O conjunto das etapas adotadas nesse processo configuraram a metodologia que se encontra descrita a seguir, a qual foi repartida em quatro principais grupos:

1. Concepção do modelo geral;
2. Idealização estrutural;
3. Condições de contorno; e
4. Modelo analítico final.

4.1 CONCEPÇÃO DO MODELO GERAL

Segundo Martha (2015), a análise estrutural é uma parte fundamental de projeto de engenharia. Seu principal objetivo consiste na avaliação dos efeitos causados sobre uma estrutura por carregamentos previamente determinados. Esse processo é desenvolvido com o intuito de aferir os deslocamentos, deformações, esforços internos (normal, cortante, momento fletor e torção) e reações de apoio para que, a partir dos resultados obtidos, possa ser previsto o comportamento da estrutura estudada.

Isso pode ser feito com base em métodos experimentais (empíricos) - que são desenvolvidos com base na observação - ou em métodos teóricos (ou racionais), que podem ser classificados em métodos analíticos e métodos numéricos. No método analítico existem os seguintes níveis:



Figura 29 – Análise estrutural. (MARTHA, 2015)

Com base nisso, foi proposto o modelo estrutural simplificado utilizado para análise estrutural desenvolvida no atual trabalho.

Cumprе ressaltar que existem certas condições básicas que formam a base dos métodos de análise estrutural e que, portanto, devem ser atendidas para o que o compor-

tamento da estrutura seja representado adequadamente. Tais condições dividem-se nos seguintes grupos (MARTHA, 2015):

- Condições de equilíbrio;
- Condições de compatibilidade;
- Condições sobre o comportamento dos materiais.

Como já dito, a intenção foi comparar os resultados obtidos na análise estrutural dos modelos propostos com os parâmetros constantes das especificações técnicas disponibilizadas pelo fabricante da aeronave de referência, principalmente no que diz respeito a integridade estrutural, e, com isso, verificar a validação com os limites fixados pelas normas internacionais.

4.2 IDEALIZAÇÃO ESTRUTURAL

O segundo nível de abstração da análise estrutural é o modelo analítico, utilizado para representar matematicamente a estrutura ou objeto da avaliação. Esse modelo é chamado de “modelo estrutural” ou “modelo matemático” e incorpora todas as teorias e hipóteses feitas para descrever o comportamento da estrutura para as diversas solicitações. Essas hipóteses são baseadas em leis físicas, tais como o equilíbrio entre forças e entre tensões, as relações de compatibilidade entre deslocamentos e deformações, e as leis constitutivas dos materiais que compõem a estrutura (MARTHA, 2015).

Segundo Martha (2015), a criação do modelo estrutural de uma estrutura real é uma das tarefas mais importantes da análise estrutural. Na concepção do modelo estrutural é feita uma idealização do comportamento da estrutura real em que se adota uma série de hipóteses simplificadoras. Estas estão baseadas em teorias físicas e em resultados experimentais e estatísticos, e podem ser divididas nos seguintes tipos:

- hipóteses sobre a geometria do modelo;
- hipóteses sobre as condições de suporte (ligação com o meio externo);
- hipóteses sobre o comportamento dos materiais;
- hipóteses sobre as solicitações que agem sobre a estrutura.

4.2.1 Hipóteses sobre a geometria do modelo

Na análise preliminar de um problema, velocidade e simplicidade são mais relevantes do que extrema precisão, muito embora a solução final deve ser a mais exata possível.

Nesse sentido, estruturas complexas podem ser idealizadas em um modelo mecânico simplificado cujo comportamento, sob dada circunstância, seja o mesmo, ou bem próximo, do real. (MEGSON, 2013)

Tendo em vista a configuração geométrica da seção da asa e que as dimensões do perfil das cantoneiras são pequenas (ver 2 e 3 da Fig. 30), cujo centróide encontra-se bem próximo do revestimento adjacente, pode-se considerar que as tensões normais são constantes nesses locais. Assim, a área total desses membros estruturais pode ser concentrada em elementos pontuais chamados de “booms”, localizados na linha média do revestimento, que são calculados com base na Eq. (4.1). Nessa hipótese, considera-se que todas as tensões normais são suportadas pelos “booms” enquanto as tensões de cisalhamento agem sobre o revestimento e a alma da longarina, que são consideradas placas finas de espessura desprezível. (MEGSON, 2013)

$$B_1 = \frac{t_d b}{6} \left(2 + \frac{\sigma_2}{\sigma_1} \right) \quad (4.1)$$

Para o cálculo de tensões normais devido à flexão, o momento de inércia de cada boom é calculado com base na Eq. (4.2).

$$I = B \cdot h^2 \quad (4.2)$$

A Figura (30) apresenta as áreas calculadas para a seção transversal de cada um dos elementos estruturais da asa.

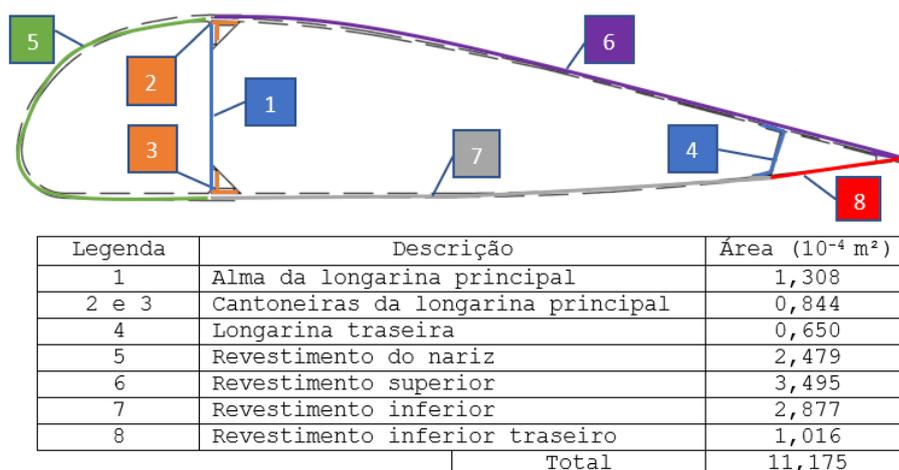


Figura 30 – Áreas da seção transversal. (autor)

A partir das áreas obtidas nessa etapa, foi possível realizar a idealização da seção da asa para um formato simplificado de um único canal, ou célula fechada, onde há quatro pontos de concentração de área (“booms”) conectados por elementos de painel (placas

finas), de espessura negligenciada, conforme demonstrado pela Fig. (32). Muito embora essa simplificação pareça ser grosseira, se feita de forma conservadora, auxilia bastante nos cálculos sem, contudo, impactar significativamente a confiabilidade dos resultados.

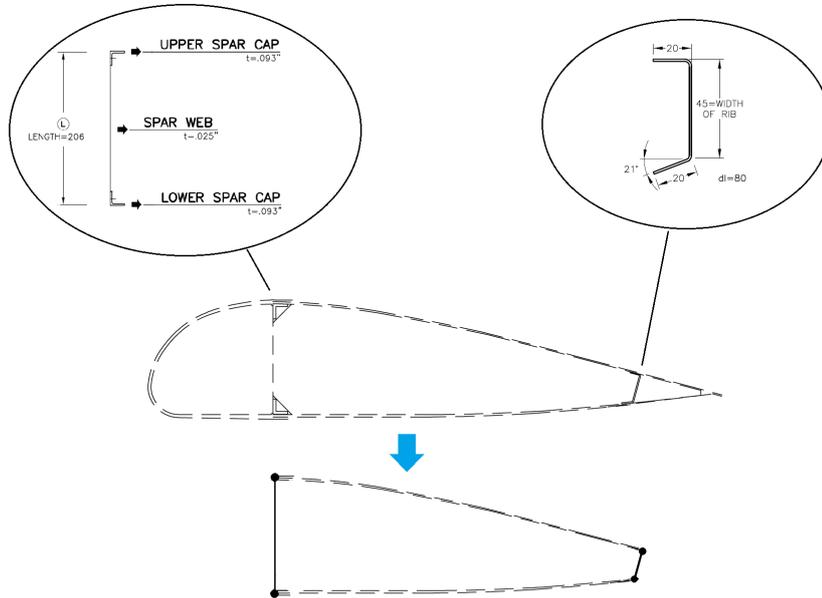


Figura 31 – Idealização estrutural. Adaptado de (COMPANY, 2019)

A estrutura no sentido longitudinal da asa, por sua vez, foi idealizada com base em uma configuração de barras, como indicado nas figuras Fig. (32) e Fig. (33). Esse tipo de modelagem é bastante útil na fase inicial de análise de cargas, pois representa bem o modelo real e também facilita a construção do diagrama de forças para obtenção das reações e esforços internos com certo grau de confiança.

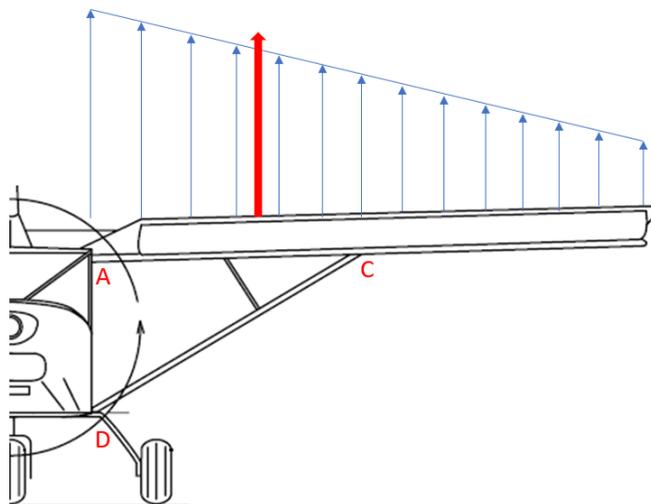


Figura 32 – Modelo de barra simplificado. Adaptado de (COMPANY, 2019)

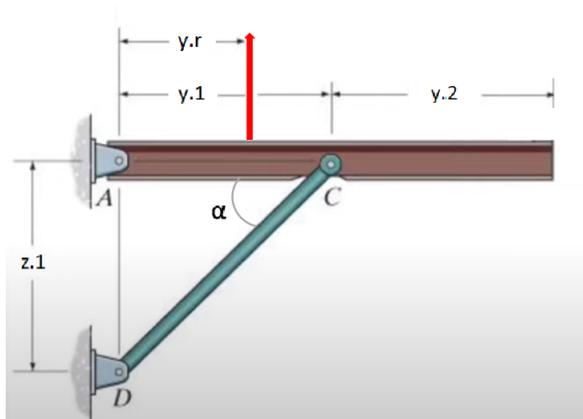


Figura 33 – Modelo simplificado. Adaptado de (HIBBLER, 2015)

4.2.2 Hipóteses sobre as condições de suporte

Os suportes e conexões articuladas da estrutura foram considerados como apoios de segundo gênero, os quais permitem a rotação em torno de apenas um eixo e resistem a qualquer forma de translação. Os membros estruturais do STOL CH 701 apresentam algumas peculiaridades quanto a sua forma de fixação, que demandam uma descrição mais detalhada.

Tomando o eixo “x” coincidente com a direção da corda do aerofólio, o eixo “y” paralelo à direção da envergadura da asa e o eixo “z” na direção vertical perpendicular ao plano “x - y”, observa-se que:

- O apoio das longarinas são articulações que permitem a rotação em torno do eixo “x”. As fixações dos montantes na fuselagem são articulações que permitem a rotação em torno de um eixo perpendicular ao plano “y-x”, inclinado 30 em graus em relação ao eixo “x”.
- A conexão do montante frontal com a longarina principal é articulada, permitindo a rotação em torno de um eixo perpendicular ao plano “y-x” inclinado em 30 graus; A conexão do montante traseiro com longarina secundária também é articulada e permite a rotação em torno de um eixo perpendicular ao plano “z-y” rotacionado 7,72 graus em torno no eixo “z”.

4.2.3 Hipóteses sobre o comportamento dos materiais

É de suma importância o conhecimento prévio das propriedades do material para os estudos de análise estrutural, pois sua resistência estabelece os limites de falha da estrutura.

As ligas de alumínio são amplamente utilizadas em estruturas aeronáuticas pois os requisitos de projeto geralmente exigem arranjos que apresentem simultaneamente leveza e resistência, seja às solicitações mecânicas e dinâmicas, como também à corrosão e aos demais efeitos ambientais. Tudo isso aliando-se, também, a um baixo custo de aquisição, à facilidade de fabricação e à consistência de oferta e de fornecimento (MEGSON, 2013).

As ligas de alumínio possuem as seguintes vantagens: baixa densidade, alta razão força/peso, boa resistência à corrosão, fácil fabricação, diversidade de forma, condutividade elétrica, isotropia, abundância. Vale frisar que a isotropia é uma das características mais importantes desse material, pois oferecem resistência e rigidez independentemente da orientação da força aplicada.

Conforme consta no projeto da aeronave de referência, o material selecionado para a fabricação dos componentes estruturais da asa é a liga de alumínio 6061-T6; inclusive no seu revestimento. O projeto do STOL CH 701 também utiliza o aço 4130N em alguns componentes, como nos tubos da fuselagem que fazem a conexão com as longarinas da asa, nas barras dos montante e nos parafusos de fixação. A Tabela (2) apresenta algumas propriedades dessas ligas metálicas.

Ligas	σ_u [MPa]	σ_y [MPa]	ρ [g/cm ³]	E [GPa]	G [GPa]
Aço 4130N	670	435	7,85	215	80
Al 6061-T6	310	276	2,77	68,9	26

Tabela 2 – Propriedades das ligas metálicas

Com base nesses dados, é possível obter as tensões admissíveis nos membros estruturais, utilizando o coeficiente de segurança exigido pela norma ASTM F225-18 (ver Seção 2.1.1), com base na Equação (4.3).

$$\sigma_{adm} = \frac{\sigma_u}{C.S.} = \frac{\sigma_u}{1,5} \quad (4.3)$$

É importante frisar que materiais metálicos falham ao atingirem o limite de escoamento, quando saem da região de deformação plástica. Contudo, em problemas mais complexos que envolvem estado de tensão triaxial, os critérios utilizados para prever a falha do membro estrutural não são consensuais, sendo necessário a utilização de teorias. No caso das ligas metálicas, o mecanismo de falha está relacionado ao de materiais dúcteis. Para tanto, as tensões principais devem ser avaliadas e aplicadas nos estabelecidos pela teoria escolhida. De forma geral, temos que o material falha quando uma das suas tensões principais atinge o limite de resistência do material.

$$f(\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3) = \sigma_y, \sigma_u \quad (4.4)$$

Contudo, as teorias mais utilizadas são as de *Tresca* e de *Von Mises*, anunciadas respectivamente pelas equações

$$\sigma_1 - \sigma_3 = \sigma_y \quad (4.5)$$

$$\sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} = \sigma_y \quad (4.6)$$

A teoria de Tresca é mais conservativa, enquanto a de Von Mises aceita tensões um pouco maiores, denominadas tensões equivalentes.

4.2.4 Hipóteses sobre as sollicitações

Segundo Megson (2013), existe um ponto localizado na seção do aerofólio sobre o qual o momento gerado devido á aplicação de forças de sustentação e arrasto permanece constante. Dessa forma, é possível substituir as foças de sustentação e arrasto, que agem sobre o centro de pressão (CP), por forças agindo sobre o centro aerodinâmico (AC) somados à um momento constante “ M_0 ”.

Assim, a distribuição de pressão ao longo da corda do perfil fixa a posição da carga aerodinâmica na seção transversal da asa, enquanto a distribuição em relação à envergadura localiza a posição em relação à raiz da asa, por exemplo.

À esquerda da Figura (34) estão ilustradas as forças l e d , que são componentes da sustentação e do arrasto que agem na direção do fluxo de ar. Para Gudmundsson (2013) as forças resultantes “ f_n ” e “ f_c ”, indicadas à esquerda da figura, projetadas nas direções normal e paralela em relação ao eixo da corda do aerofólio, são mais importantes sob o ponto de vista da análise estrutural.

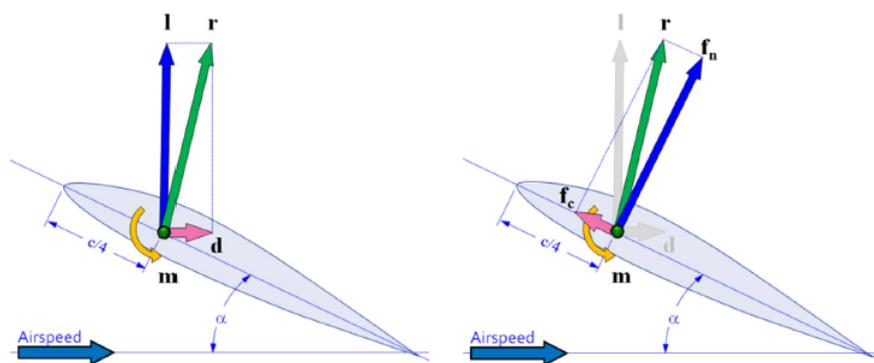


Figura 34 – Idealização estrutural. (GUDMUNDSSON, 2013)

Para baixos ângulos de ataque, assume-se que “ f_c ” possui a mesma magnitude da força de arrasto, o que pode ser observado a partir da equação (4.7) ($\sin \alpha \approx 0$). Contudo,

para altos ângulos de ataque, “ f_c ” geralmente aponta para a direção do bordo de ataque, gerando um efeito que, contraintuitivamente, tende a mover a asa para frente. Este efeito, portanto, deve ser considerado durante a análise estrutural, uma vez que gera tração sobre a fixação da longarina traseira. Esse efeito é oposto para baixos ângulos de ataque, gerando compressão.

$$f_n = \frac{1}{2}\rho V^2 S(C_l \cos\alpha + C_d \sin\alpha) \quad (4.7)$$

$$f_c = \frac{1}{2}\rho V^2 S(C_d \cos\alpha - C_s \sin\alpha) \quad (4.8)$$

Assim, as asas são submetidas a carregamentos normais, fletores, cisalhantes e torcionais, devendo ser projetada para suportá-los, bem como às suas combinações em situações críticas. Além disso, devem ser considerados também outros efeitos, como rajadas de vento, que, mesmo não introduzindo novos tipos de esforços, interferem na magnitude e posição de aplicação dessas cargas. (MEGSON, 2013)

O modelo proposto por Gudmundsson assume que as solicitações são aplicadas de maneira simplificada, como cargas pontuais e torques que agem sobre a asa, conforme demonstrado na Fig. (35).

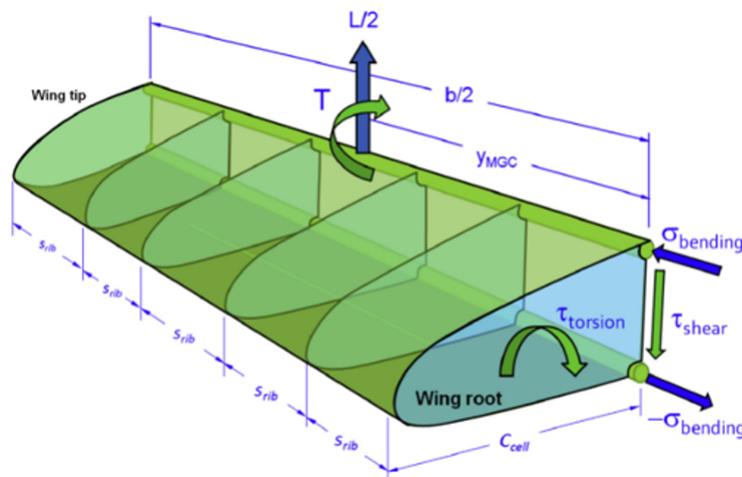


Figura 35 – Modelo simplificado. (GUDMUNDSSON, 2013)

Nesse modelo, as forças são aplicadas como carregamentos pontuais idealizados, o que não é verdade, pois, na realidade, são forças e momentos distribuídas sobre toda a superfície da asa. Portanto, a sustentação foi aplicada de maneira pontual sobre a longarina, na altura da corda aerodinâmica média da asa. Essa transposição de força deve ser compensada a partir da aplicação de um momento torsor, de forma a contabilizar os efeitos presentes no modelo real.

Com base no projeto da aeronave, foi possível aferir as dimensões do perfil da asa com o intuito de determinar a localização do centro aerodinâmico sobre o qual é aplicada a força de sustentação. Isso foi feito com base nos dados gerados pelo XFRL5, para uma condição de voo com baixo ângulo de ataque (cerca de 2°).

4.3 CONDIÇÕES DE CONTORNO

As condições de contorno foram determinadas considerando uma hipótese de voo próxima à limite de *stress* estrutural, onde o avião atinge sua velocidade V_{NE} , ou seja, a 50 m/s. Quando isso ocorre, os carregamentos externos encontram-se em equilíbrio, para um fator de carga $n=6$. Essa condição foi utilizada para o cálculo das forças resultantes em cada membro estrutural em razão dos efeitos de carregamento gerados pela distribuição de sustentação sobre a superfície da asa.

Nessa hipótese, os carregamentos geram o máximo momento fletor sobre a longarina principal da asa, o máximo momento torçor sobre a longarina secundária, a maior força axial de compressão sobre a região interna da asa e a maior força de tração sobre o montante frontal. Isso ocorre pois a força resultante da sustentação, idealizada como carga pontual, encontra-se localizada mais próxima ao bordo de ataque do aerofólio. O arrasto foi desconsiderado para esse caso pelo fato de representar menos de 5 % da projeção da força resultante sobre o eixo da corda do aerofólio ¹.

Uma segunda hipótese para análise seria a condição de voo em baixa velocidade e alto ângulo de ataque, pois seriam avaliados os efeitos máximos que o arrasto gera sobre a estrutura da asa. Nesse caso, a análise focaria na flexão e na compressão gerada sobre a estrutura da longarina secundária devido à aplicação do momento torsor oriundo da resultante de arrasto agindo sobre a área frontal da asa (bordo de ataque).

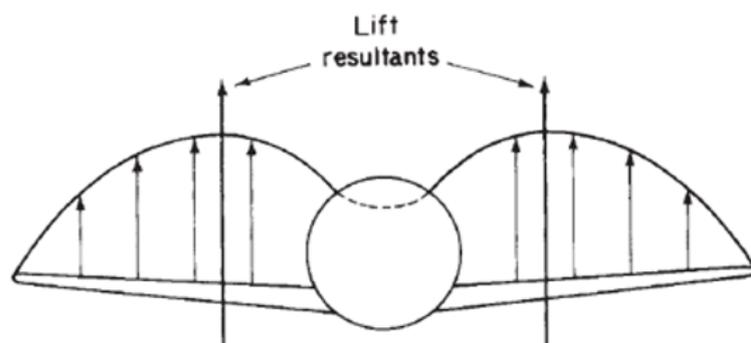


Figura 36 – Resultante das forças. (GUDMUNDSSON, 2013)

Segundo Gudmundsson, é possível estimar a sustentação total tendo como referência o peso bruto de decolagem da aeronave (W_0) e o seu fator de carga final. O STOL CH

¹ Um baixo ângulo de ataque induz um baixo valor de C_d - ver tabela 1 e equação (4.8)

701 possui um fator de carga limite (n_{lim}) de 4, considerando seu peso bruto de decolagem de 500 kg. Como seu fator de segurança é 1,5, o fator de carga n_{ult} é igual a 6. A expressão dada pela Eq. (4.9) demonstra a relação matemática entre sustentação, peso e fator de carga.

$$L = n_{ult}W_0 = 6 \cdot 5.000 = 30.000N \quad (4.9)$$

Pode-se assumir que a asa suporta toda a carga aerodinâmica aplicada sobre o avião. Cada asa, portanto, reage a metade da força total de sustentação e torção, que são definidas a parti das equações Eq. (36) e Eq. (37). O momento torsor “T” é inteiramente suportado pelo revestimento da asa (GUDMUNDSSON, 2013).

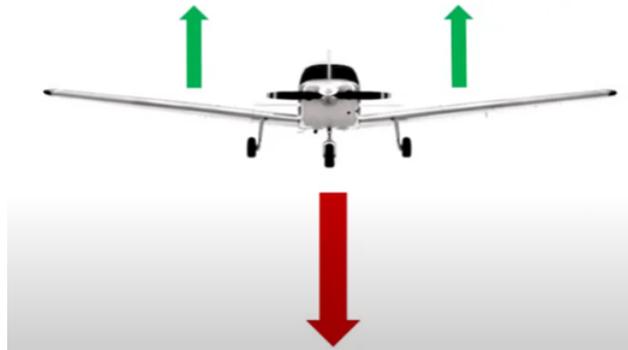


Figura 37 – Equilíbrio de forças. (GUDMUNDSSON, 2013)

Portanto, tendo em vista o último fator de carga do STOL CH 701, a estrutura da asa deve suportar carregamentos verticais de até 30.000 N sem falhar, o que indica que cada asa deve suportar em média metade das forças aplicadas, ou seja, 15.000 N, conforme demonstrado na equação Eq. (4.10) e à torção dada pela Eq. (4.11).

$$\frac{L}{2} = \frac{n_{ult}W_0}{2} \quad (4.10)$$

$$T = \frac{1}{2}\rho V^2 \frac{S}{2} \cdot C_{MGC} \cdot C_m \quad (4.11)$$

Na hipótese sugerida, buscou-se retratar as condições críticas de carregamento em voo, geradas por condições de manobras na velocidade limite da aeronave, retiradas do seu envelope de voo, descrito na Seção (2.1.2). Isso foi feito considerando uma condição de voo nivelado, com $n=1$, e em seguida multiplicou-se o fator de carga final $n=6$.

De maneira análoga ao caso anterior, a solicitação máxima sofrida pela estrutura da asa ao longo to eixo “x” (direção da corda do aerofólio) é relacionada à configuração de voo em que o arrasto seja o maior possível. Isso ocorre quando o coeficiente de arrasto C_d é máximo, ou seja, com a asa em posição de alto ângulo de ataque. Conforme os polares

gerados pelo XFRL5, o maior ângulo de ataque do STOL CH 701 é de 30 graus, o que fornece um C_d de 0,25668.

Para a realização de uma análise preliminar, foi utilizado um carregamento distribuído de maneira retangular na região interna da asa e trapezoidal na região externa. Isso foi feito como objetivo de obter resultados mais reais, pois considerando uma distribuição de carga mais simples, puramente retangular uniforme, há um excesso de carregamento localizado principalmente na extremidade externa da asa, como demonstra a Fig. (38).

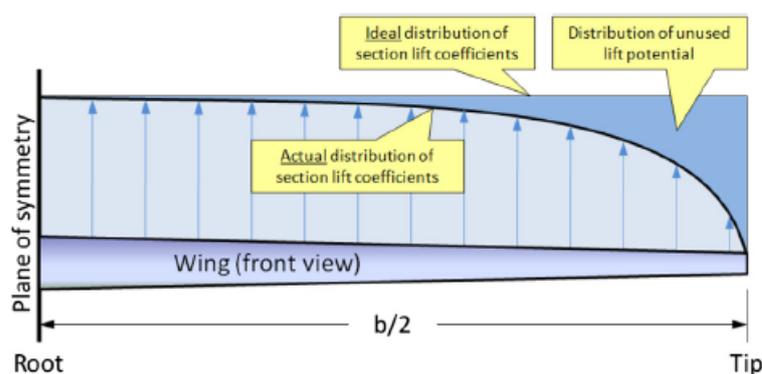


Figura 38 – Excesso de sustentação na ponta da asa. (GUDMUNDSSON, 2013)

4.4 MODELO ESTRUTURAL ANALÍTICO

Muito embora o método de elementos finitos seja o mais utilizado para análises estruturais, o método antigo de cálculo analítico sobre um modelo estrutural simplificado pode ser útil ao passo que apresenta uma aproximação do que seria um resultado esperado a ser extraído por software. (MEGSON, 2013)

Uma vez concebido o modelo de análise para uma estrutura, as metodologias de cálculo podem ser expressas por um conjunto de equações matemáticas que garantem a satisfação às hipóteses adotadas. Na concepção do modelo estrutural é feita uma idealização do comportamento da estrutura real em que se adota uma série de hipóteses simplificadores, considerando a geometria do modelo, as condições de suporte, o comportamento dos materiais e as solicitações que agem sobre a estrutura. (MARTHA, 2015)

Nesse sentido, as análises iniciais foram realizadas com base em um modelo de barra simples, sob a ação de uma força concentrada resultante da sustentação máxima gerada pela semiasa da aeronave como ilustrado pela figura (39). Nela estão representados os membros estruturais mais relevantes da asa, que suportam as maiores cargas mecânicas. Essa região, portanto, foi selecionada para a análise estrutural, onde: as barras em laranja representam as longarinas (AB - principal; DC - secundária), as barras azuis

representam os montantes (BE - frontal; CE - traseiro) e a barra verde é a nervura que conecta os pontos de fixação dos montantes. Verifica-se que a carga pontual idealizada pelo módulo da força resultante gerada pela sustentação (representada pela seta vermelha) pode deslocar-se sobre a área superior da asa projetada no plano “x-y”. Isso promove diferentes situações de carregamento sobre a estrutura da asa e foi utilizado para o cálculo das reações nos pontos críticos “A”, “B”, “C”, “D” e “E”.

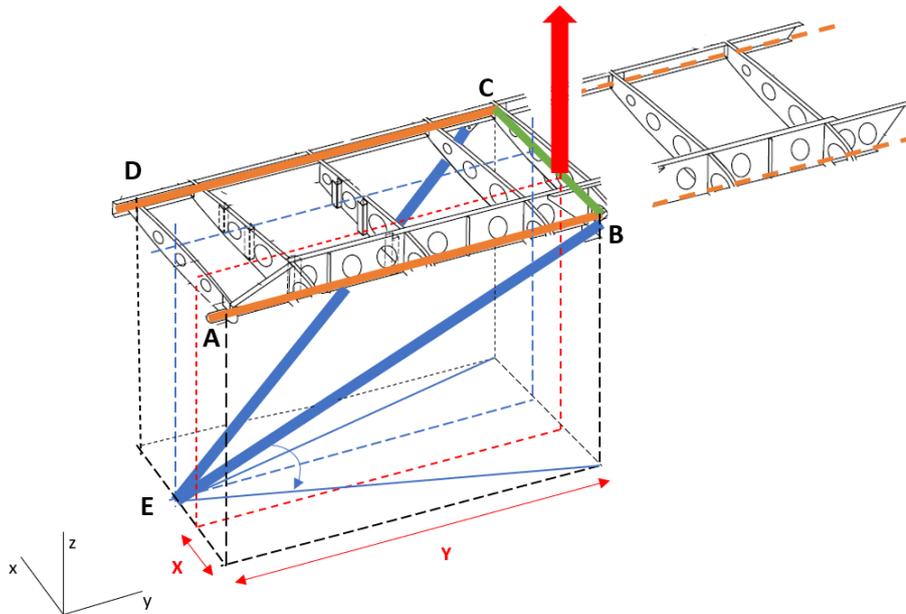


Figura 39 – Modelo simplificado em barras. Adaptado de (COMPANY, 2019)

A posição do vetor da força resultante em relação ao eixo “y” depende da geometria utilizada para idealizar a distribuição de sustentação da e da posição da asa durante a operação da aeronave, que pode sofrer interferências devido a manobras, com a ativação das superfícies de comando. Para o atual trabalho, essa posição foi fixada considerando um voo simétrico idealizado para a análise estrutural estática. A posição sobre o eixo “x” depende principalmente do ângulo de ataque da asa. Em altos ângulos de ataque, por exemplo, a maior parcela da sustentação se desloca sobre o eixo x em direção ao bordo de ataque, fazendo com que as forças aplicadas nos membros frontais “AB” e “BE” seja maior. Neste trabalho também foram desconsiderados a sustentação aerodinâmicas gerada na empenagem, que contribuem parcialmente para geração de sustentação e manutenção da condição de voo nivelado. Essa simplificação é aceitável devido fato de que a sustentação gerada por essas superfícies é relativamente pequena em relação à sustentação gerada pela asa.

O carregamento utilizado nos cálculos foi considerado como uma combinação de distribuições de sustentação retangulares e trapezoidais sobre as longarinas frontal e traseira, conforme ilustrado na Fig. (40), onde w_F representa a distribuição uniforme que vai da raiz da asa até aproximadamente o seu meio ($y=1,88$ m). A distribuição trapezoidal

parte do valor máximo igual a w_F , na raiz da asa, e atinge o valor mínimo de $w_F/2$, na ponta da asa.

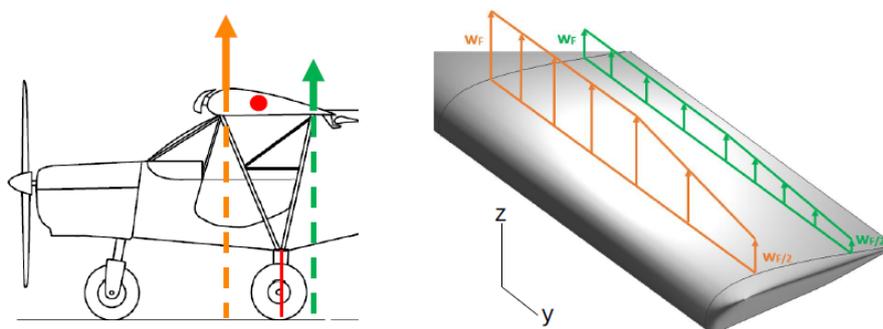


Figura 40 – Distribuição de sustentação idealizada. (autor)

A distribuição linear dos carregamentos sobre as duas longarinas (indicadas pelas linhas laranja e verde da Figura (40)) foram obtidos mediante um cálculo de proporção das cargas distribuídas sobre cada longarina, como mostra a Figura (41), resultando em uma distribuição linear de carga [N/m] dada pela razão entre a sustentação suportada por uma asa e a sua área, aplicada sobre seção do aerofólio.

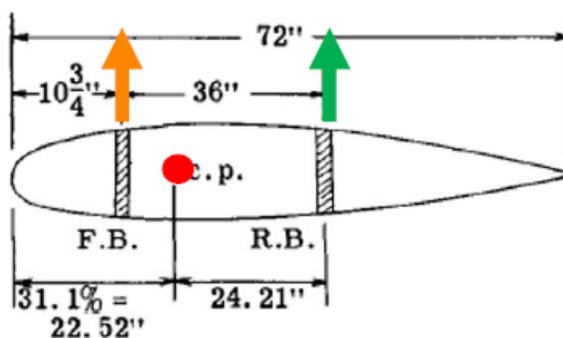


Figura 41 – Cotas do perfil da asa. (BRUHN, 1973)

4.4.1 Cálculo das reações

As reações da estrutura nos pontos de apoio foram calculadas a partir das equações de equilíbrio estático (Eq. 4.12), onde o somatório das forças e momentos atuantes deve ser nulo. Isso permitiu a obtenção das reações verticais indicadas nas figuras Fig.(42) e Fig. (43).

$$\sum F_x = \sum F_y = \sum F_z = \sum M_{x,y,z} = 0 \quad (4.12)$$

$$F_x = F \left(\frac{x}{l} \right) ; F_y = F \left(\frac{y}{l} \right) ; F_z = F \left(\frac{z}{l} \right) ; l = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad (4.13)$$

No modelo estrutural simplificado, foram considerados apoios de 2º gênero, localizados nos pontos “A”, “B”, “C”, “D” e “E” (Fig. 39), os quais permitem apenas a rotação em um plano e restringem a translação nos demais. As reações foram obtidas a partir de uma rotina em MATLAB® (Apêndice A), com base na metodologia de cálculo proposta por Bruhn (1973). Para tanto, primeiramente foi elaborado o diagrama de corpo livre do modelo estrutural simplificado no plano “z-y”, conforme demonstra a Fig. (42). Nela estão ilustradas as reações verticais nos pontos (1) e (2) da longarina frontal, considerados pontos críticos da estrutura. Repetiu-se o processo para a longarina traseira, como mostra a Fig. (43).

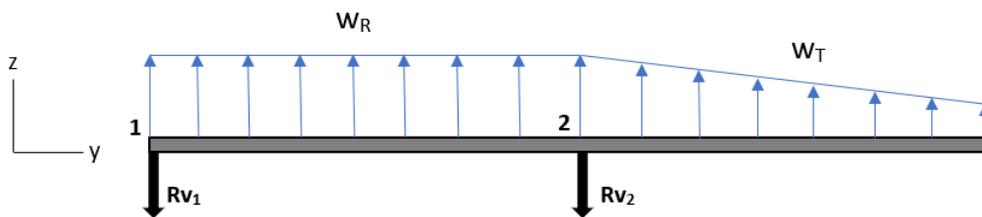


Figura 42 – Diagrama de corpo livre: longarina frontal. (autor)

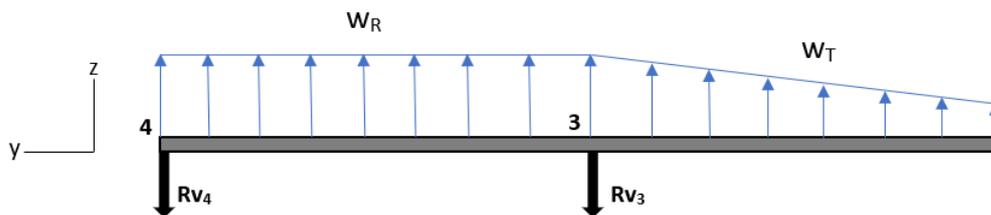


Figura 43 – Diagrama de corpo livre: longarina traseira. (autor)

As reações nos montantes foram feitas mediante as equações Eq. (4.12) e Eq. (4.13), considerando o equilíbrio de forças nos nós relativos aos pontos “B” e “C” da Figura (39). A partir disso, obteve-se as resultantes em cada membro, onde verificou-se a aplicação das seguintes cargas:

- Compressão nas barras: “AB”, “BC” e “CD” ²;
- Tração nas barras: “BE” e “CE”.

Assim foram obtidas todas as reações nos pontos de interesse, referentes às conexões entre a asa e a fuselagem e entre o montante e a asa. Cumpre registrar que a força axial de tração aplicada nos montantes é transmitida por toda a barra, portanto a reação no ponto “E”, localizado na conexão com o a fuselagem é a mesma da resultante obtida em “C” e “B”. As reações nos pontos “A”, “D” e “E” encontram-se sobre as regiões

² ver Fig. (39)

de conexão com a fuselagem, fazendo com que forças as forças aplicadas gerem tensões de cisalhamento e esmagamento sobre os parafusos. Quanto as forças que agem sobre os membros estruturais representados pelas barras “AB”, “BC”, “CD”, “BE” e “CE”, foram utilizadas para o cálculo dos esforços internos, os quais, por sua vez, são necessários para a subsequente etapa de avaliação de tensões (verificar a Fig. 39).

4.4.2 Diagramas de Esforços Internos

Os diagramas de momento fletor e cortante foram elaborados para as duas longarinas, com base nas equações Eq. (3.2), Eq. (3.1), Eq. (3.4) e Eq. (3.3).

A Figura (44) demonstra os diagramas obtidos e esperado para esse tipo de configuração, onde os momento máximos são observados no ponto central da barra em razão da reação gerada pela conexão com o montante.

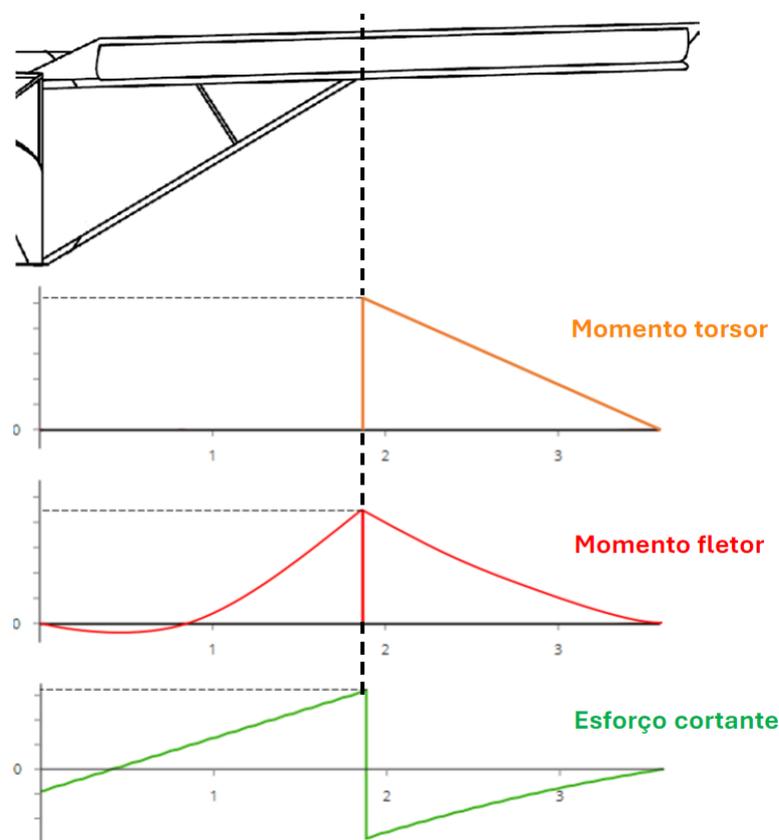


Figura 44 – Momento torsor, fletor e cortante. (autor)

A seção transversal da longarina nesse ponto de maiores esforços interno consiste em um conjunto formado por: alma da longarina (placa fina), duas cantoneiras em “L” nas extremidades verticais e uma placa de reforço, cuja região foi destacada na Figura (45). O desenho da longarina sugere que essa região foi dimensionada para suportar as maiores solicitações, onde é possível observar também a ausência de furos de alívio. Vale ressaltar que a região interna da asa também sofre efeitos de momentos secundários, calculados

pela equação Eq. (3.5). Esses efeitos ocorrem na porção interna da asa, devido à força de compressão existente entre a raiz e a conexão com o montante.

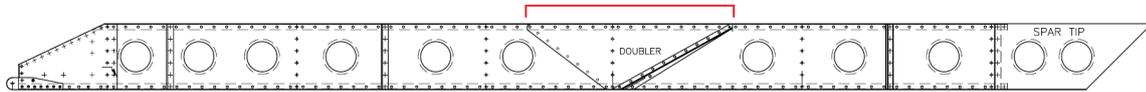


Figura 45 – Posição de maior momento fletor. Adaptado de (COMPANY, 2019)

4.4.3 Momento Torsor

Conforme ilustrado na Figura (46), a seção transversal da asa do STOL CH 701 é dividida em duas células. Segundo Bruhn (1973), em diversos projetos a célula do bordo de ataque (2) é desconsiderada quanto à função de resistir ao momento torsor aplicado na seção. Dessa forma, assume-se que o tubo formado pela célula (1) provê toda a rigidez torsional do conjunto.



Figura 46 – Células da seção da asa.(autor)

Portanto, o revestimento e as almas das longarinas formam um tubo que resiste a todos os momentos aplicados sobre no eixo longitudinal da asa. O momento torsor gerado pelo carregamento aerodinâmico é obtido a partir do seu deslocamento em relação ao centro de pressão do aerofólio, posicionando a força resultante sobre a longarina principal, como mostra a Fig. (47). No STOL CH 701, o máximo momento torsor encontra-se aplicado em torno da área lateral da nervura nº 5, pois ela encontra-se posicionada sobre a conexão dos montantes com a asa, os quais reagem ao torque aplicado pelos carregamentos aerodinâmicos existentes na porção externa da asa ³. Portanto esse momento torsor foi avaliado nesse local, que fica à distância de 1,72 m em relação à ponta da asa. Distância esta que foi multiplicada pela carga distribuída posicionada sobre a longarina (BRUHN, 1973).

³ ver o diagrama laranja da Figura (44)



Figura 47 – Células da seção da asa. Adaptado de (BRUHN, 1973)

4.4.4 Análise de tensões nos principais membros da estrutura

Os pontos de interesse selecionados pra esta análise estão localizados na porção interior da asa, que se estende da raiz até conexão com os montantes (0 m a 1,88 m), e nos montantes, onde estão os elementos submetidos aos maiores esforços e, portanto, à maior concentração de tensões, pois as peças transmitem e absorvem os maiores carregamentos.

Principais membros estruturais ⁴

- Montantes (barras “BE” e “CE”);
- Longarinas (barras “AB” e “DC”);
- Nervura (barra “BC”).

Segundo Bruhn (1973) a parte externa da estrutura da asa (que vai de 1,88 m a 3,60 m no STOL CH 701) é nada mais que uma barra engastada sujeita à flexão, à carregamentos axiais de tração e à um fluxo de cisalhamento devido à torção. Essa seção é menos relevante sob o ponto de vista da análise estrutural estática devido ao fato de não possuir restrições de movimento, desenvolvendo assim tensões de menor magnitude. Contudo, pelo fato ser livre, a ponta da asa é o ponto de maior deflexão da estrutura.

Quanto à parte interna, há os montantes, que são compostos por duas barras cilíndricas sujeitas predominantemente a carregamentos axiais, os quais geram apenas tensões normais, sendo mais simples de avaliar.

O revestimento da asa tem função secundária na estrutura, mas não deixa de ser relevante pois reage ao momento torçor gerado pela torção da asa em torno do eixo longitudinal da longarina, transmitindo o fluxo de cisalhamento para a seção do aerofólio, formada pelas nervuras, as quais estão conectadas às longarinas. Essa torção é gerada por momentos originados pela distância de aplicação da força resultante em relação centro de pressão do perfil da asa.

⁴ checar a Figura (39)

As longarinas, por sua vez, são elementos estruturais que merecem mais atenção. Esses membros suportam as maiores cargas de flexão da asa. Portanto, a análise das tensões normais devidas à flexão deve ser sobre o ponto da asa onde ocorrem os maiores momentos fletor e esforço cortante, ou seja, sobre a conexão com o montante (em $y=1,88$ m).

As duas longarinas possuem geometrias bem distintas. A longarina principal é composta basicamente por um painel fino contínuo (espessura: $t=0,635$ mm), de perfil canal, que se estende desde a raiz da asa até a sua ponta e possui alguns furos de alívio de peso (diâmetro: $d=95$ mm). Também podem ser consideradas como parte do conjunto as duas cantoneiras posicionadas nas suas extremidades superior e inferior. Essas cantoneiras acompanham a longarina por todo o seu comprimento. Servem como fixadores entre a alma da longarina e o revestimento da asa, mas sua principal função é resistir às cargas axiais originadas pela flexão da barra.

A longarina secundária consiste em uma placa fina ($t=2,35$ mm) dobrada em forma de canal, sendo que a sua flange inferior possui uma angulação de 21 graus. A Figura (48) demonstra a seção transversal das duas longarinas na posição central da asa, onde há as maiores magnitudes de momento fletor. Portanto, possuem estruturas de reforço que participam auxiliando na absorção das tensões, pois aumentam a área da seção e o momento de inércia.

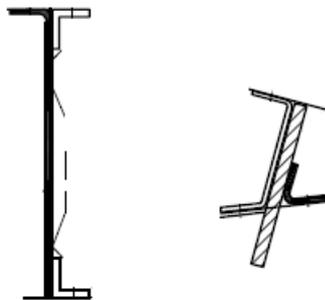


Figura 48 – Conexão asa-fuselagem. (Adaptado de: manual Zenith)

Na longarina principal, verifica-se que as maiores áreas estão localizadas nas extremidades da áreas da seção, portanto resistem à maior parte dos carregamentos axiais. A alma da longarina, por sua vez, trabalha suportando o cisalhamento gerado pela combinação indissociável de esforços cortantes e flexão. A avaliação do fluxo de cisalhamento é importante para permitir a detecção de regiões com maiores tensões no plano lateral da alma da longarina.

Em alguns projetos aeronáuticos mostra-se necessário considerar as teorias de fator diagonal de tensão. Essas teorias, desenvolvidas inicialmente na NACA, sugerem que membros estruturais formados por placas finas, tendem a desenvolver um estado de tensão

diagonal incompleta após flambarem. Contudo, a estrutura permanece capaz de suportar os carregamentos, devido a uma combinação de cisalhamento puro e tensões diagonais observadas a partir da rotação em 45 graus do elemento de tensão, como indicado na Figura (49).

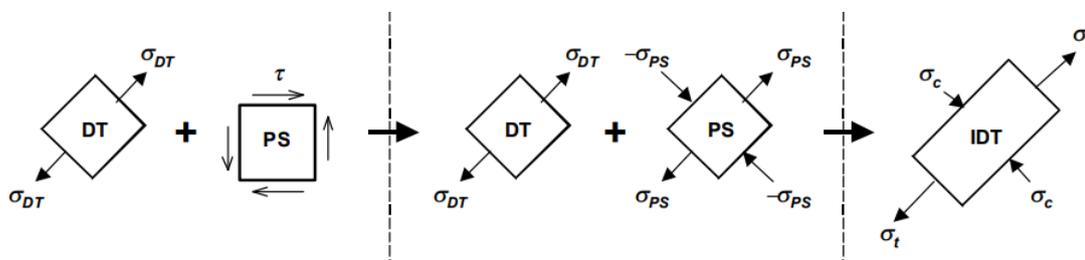


Figura 49 – Estado de tensão diagonal. (MUTEB; HASAN, 2020)

Pontos de conexão ⁵

- Asa-fuselagem (pontos “A” e “D”);
- Asa-montante (pontos “B” e “C”);
- Montante-Fuselagem (ponto “E”).

Em cada um dos pontos de conexão, deve ser avaliada qual a maior força resultante que age sobre o parafuso e, em seguida, realizado o cálculo das tensões de cisalhamento e esmagamento para que, então, possam ser comparadas com os limites de funcionamento do material (tensão admissível). O STOL CH 701 utiliza o mesmo parafuso em todas as principais conexões da asa (AN5-6A $\phi = 8mm$).

Como demonstrado anteriormente, os parafusos das articulações existentes em “A” e D devem suportar as reações geradas pelas cargas axiais nas barras “AB” e “DC” e pelo momento torçor $T_{y,A/D}$. Em “A”, deve ser avaliada a força resultante das reações “Ax”, “Ay” e “Az”, bem como da reação ao momento torçor. Em “D”, da mesma forma, a resultante das reações “Dz”, “Dy” e “Dx” e a reação ao momento torçor.

Contudo, o parafuso no ponto “B” que é submetido às maiores carregamentos, pois resiste à tração aplicada pelo montante frontal e ao cisalhamento vertical gerado pela resultante de sustentação sobre a superfície da asa.

⁵ checar figura 39

4.4.5 Análise de tensões nos pontos críticos de conexão

Asa-fuselagem

A Figura (50) mostra as peças do STOL CH 701 que compõem o conjunto de conexão da longarina principal da asa com a fuselagem. Os furos foram dimensionados para receber um parafuso 5/16", ou seja, com diâmetro aproximado de 8 milímetros.

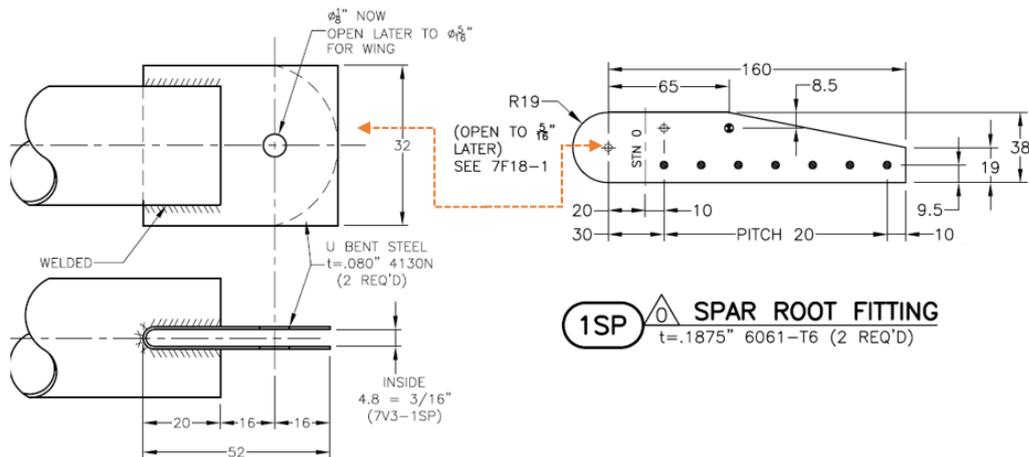


Figura 50 – Conexão frontal asa-fuselagem. Adaptado de (COMPANY, 2019)

A Equação (3.15) permite calcular a tensão de cisalhamento no parafuso, que é submetido à cisalhamento duplo. A tensão esmagadora nas duas peças são calculadas pela Eq. (3.16) Nesse caso, o cálculo das tensões foi realizado sob a região com menor área de seção transversal, já que essas peças estão submetidas aos mesmos esforços .

A Figura (51), indica a região onde a longarina traseira e a estrutura da fuselagem se conectam. Nesse caso, o parafuso é submetido a cisalhamento simples e as peças sofrem tensão de esmagamento.

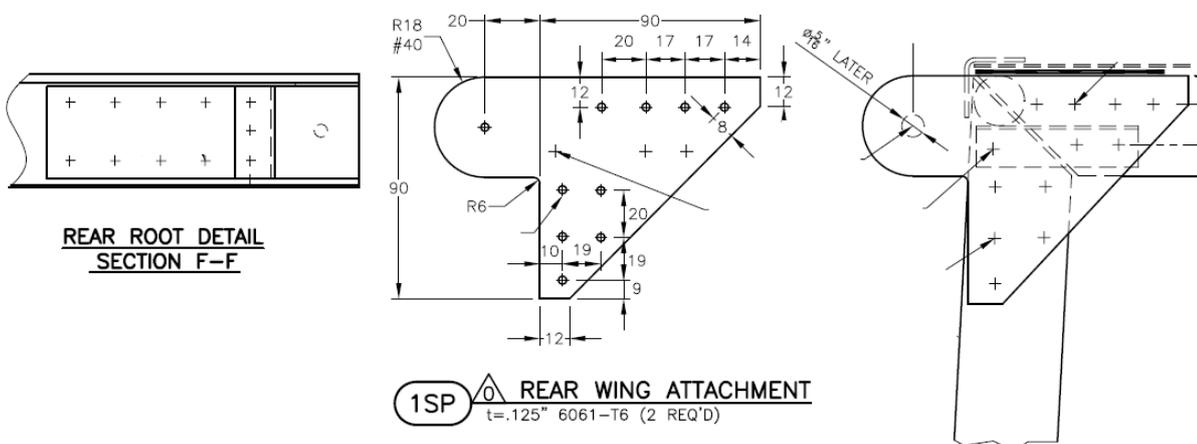


Figura 51 – Conexão traseira asa-fuselagem. Adaptado de (COMPANY, 2019)

A Figura (18) ilustra o local de conexão entre o montante e a fuselagem. As barras do montante são parafusadas em uma peça que é conectada ao suporte base do trem-de-pousos. Nesse local, há dois parafusos AN5-6A responsáveis, cada um, por conectar uma barra de montante na peça.

Asa-montante

Essa região apresenta um dos principais pontos de interesse para a análise estrutural, haja vista que é onde os montantes são fixados, transmitindo grandes esforços mecânicos.

A conexão inferior consiste na fixação dos montantes e esses com a fuselagem, como foi demonstrada com mais detalhes pela Fig. (18). O projeto indica que há 2 parafusos, um para cada braço do montante, que os conectam à base da fuselagem.

Nesse local, também ocorre cisalhamento duplo nos parafusos e tensão de esmagamento nos elementos estruturais. A menor área aferida encontra-se sobre a seção transversal que corta o furo do parafuso, sobre a qual foram realizados os cálculos de tensão.

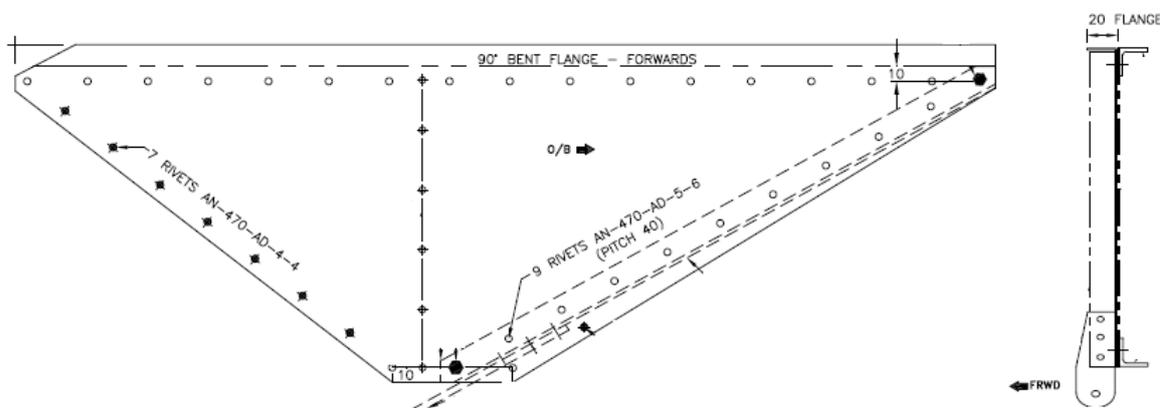


Figura 52 – Região da conexão asa-fuselagem. (Adaptado de: manual Zenith)

A conexão superior do montante frontal é feita na região da 4ª nervura da asa. Nesse local, há uma estrutura de reforço, bem como uma cantoneira inclinada a 60 graus do plano horizontal, que é responsável por criar essa fixação da fuselagem com a peça de encaixe do montante, conforme demonstrado na Fig. (52).

Essa conexão foi simplificada para a análise, pois na configuração real da aeronave, demonstrada acima, a articulação do montante é posicionada para girar em torno de um eixo perpendicular ao plano inclinado. Isso faz com que haja uma maior restrição para flexão da asa, cujos efeitos não foram avaliados nesse trabalho. Sem falar que também há um deslocamento nos pontos de encaixe, o que também influencia no cálculo das reações e esforços internos em cada membro estrutural.

O montante traseiro, é conectado na asa por uma estrutura mais simples, encaixada na longarina trazeira com o auxílio de cantoneiras de fixação e reforço, como mostra a Fig. (53). Esse conjunto é fixado por um parafuso que permite a rotação do encaixe em torno do plano frontal da asa

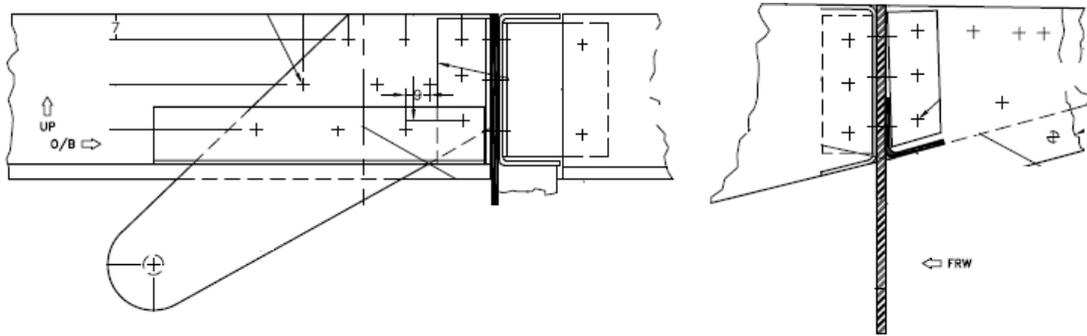


Figura 53 – Conexão asa-fuselagem. Adaptado de (COMPANY, 2019)

5 RESULTADOS

Este capítulo apresenta a análise dos resultados obtidos acompanhados breves comentários relacionados às observações feitas ao longo do processo de análise estrutural da asa do STOL CH 701.

Vale reiterar que os parâmetros fornecidos pela norma ASTM F2245-18 devem ser atendidos em todos os casos para que a aeronave consiga certificação. Contudo, o STOL CH 701 é um projeto de 1986 e já possui certificação frente aos critérios TP 10141 (Canadá) para a categoria “Aeronave Ultraleve Avançada”. Também foi aprovada pelo PFA (Reino Unido) de acordo com a os Requisitos Britânicos de Aeronavegabilidade Civil, CAP 482, seção S (Aeronaves pequenas leves) incluindo o BCAR S 901. Além disso, ela superou os Requisitos de Aviação Civil DGCA estipulados via CAR Seção 2 - Aeronavegabilidade, Série F, Parte XIV de 20 de maio de 1993. A aeronave é uma ultraleve totalmente certificada na Alemanha, possuindo certificação tipo *Kennblatt* número 61164, pela DAEC.

5.1 REAÇÕES NA FUSELAGEM

A Tabela (3) apresenta as forças avaliadas nos pontos de contato da estrutura da asa com a fuselagem. O ponto “E” representa a região de conexão dos dois montantes com a estrutura da fuselagem, onde a reação resultante é obtida por superposição das forças aplicadas pelas barras dos montantes. As componentes sobre os eixos “y” e “z” se somam, enquanto as componentes sobre o eixo “x” são subtraídas, por apontarem em direções opostas.

Reações				
Ponto	F_x [kN]	F_y [kN]	F_z [kN]	M [kN]
A	-4,32	-6,12	0,45	-
D	0,76	-14,47	1,22	-
E	-5,24	20,16	3,68	-

Tabela 3 – Reações na fuselagem

Esses são pontos de interesse para a análise estrutural da fuselagem, uma vez que transmitem os esforços pelas 4 conexões existentes.

5.2 FORÇAS AXIAIS

A Tabela (4) apresenta as forças resultantes encontradas para cada um dos membros estruturais selecionados, calculadas conforme demonstrado na Seção 4.4.1, considerando os fatores de carga dados ($n = 1,0$ e $n_{ult} = 6,0$).

Membro	Barra	F(n=1) [kN]	F(n=6) [kN]	Tipo
Longarina Frontal	AB	-2,411	-14,468	Compressão
Montante Frontal	BE	2,868	17,207	Tração
Longarina Traseira	CD	-0,880	-5,277	Compressão
Montante Traseiro	CE	1,020	6,123	Tração
Nervura	BC	-0,593	-3,560	Compressão

Tabela 4 – Forças axiais nos membros

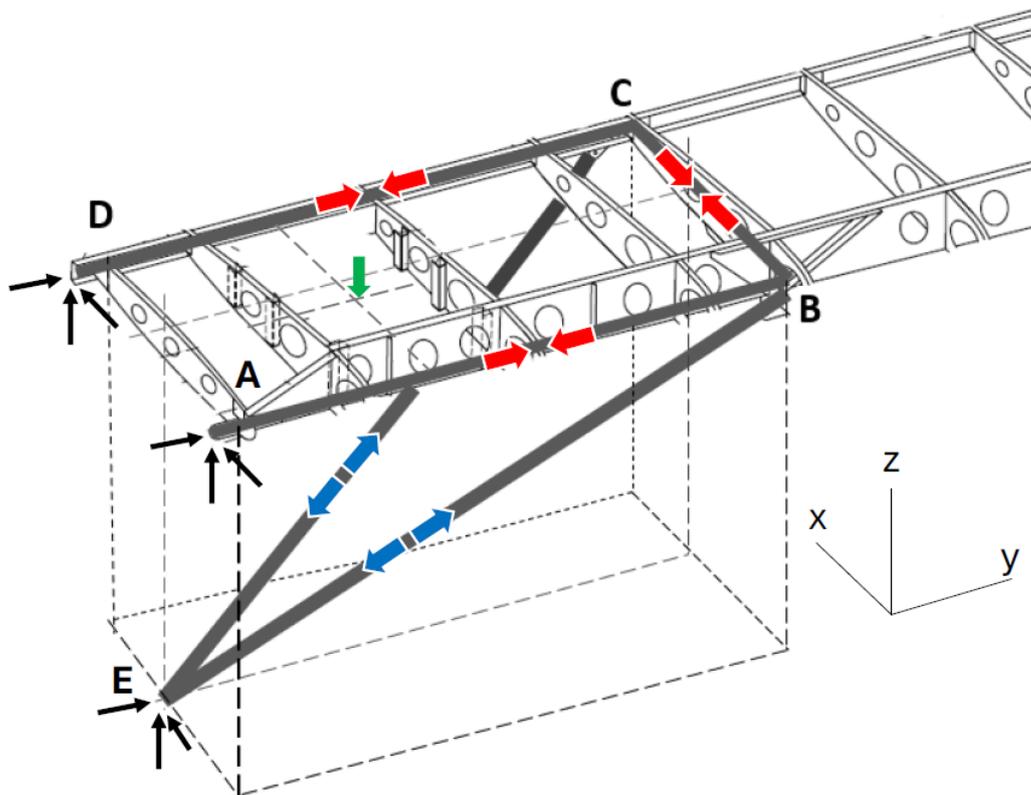


Figura 54 – Representação das forças. Adaptado de (COMPANY, 2019)

Essas forças, ilustradas na Fig (54), foram utilizadas para análise de tensão nas conexões e também para a análise das dimensões dos membros estruturais. Observa-se que as maiores solicitações mecânicas são resididas pelo montante principal e pela longarina, como já era esperado.

5.3 ESFORÇOS INTERNOS MÁXIMOS

Os esforços internos máximos foram obtidos pelos diagramas de momento fletor e cortante, localizados na posição da longarina $y=1,88$ m e utilizados em seguida para o cálculo das tensões normais de flexão. Os resultados encontram-se dispostos na Tab. (5).

Membro	Barra	Cortante (V)	Fletor 1º (M)	Fletor 2º
Longarina Frontal	AB	-4,38 [kN]	-2,96 [kNm]	Desconsiderado
Longarina Traseira	CD	-1,58 [kN]	-1,08 [kNm]	Desconsiderado

Tabela 5 – Esforços internos máximos

Vale frisar que foram desconsiderados os efeitos referentes à massa de combustível do tanque imbutido na asa. O compartimento do tanque pesa cerca de $1,5 \text{ kg}^1$, adicionando a capacidade máxima de combustível pode chegar aos $56,5 \text{ kg}$. Considerando que a longarina frontal suporta 60 % desse peso, idealizado como força concentrada aplicada sobre o C.G. do tanque, localizado a $0,59$ m da raiz da asa, verificou-se que o momento fletor na região é reduzido de 213 N para os 169 N . Além disso, reitera-se que há as estruturas dos *jury struts* nessa região, mas foram desconsideradas da análise. Visando a simplificação, como as diferenças são pequenas, foram negligenciadas. Até porque tal simplificação traz um resultado mais conservador, já que esses dois fatores auxiliam a estrutura.

Em relação ao momento torsor, primeiro multiplicou-se o carregamento gerado pela sustentação, distribuído linearmente sobre a envergadura ($w_y = 4.167 \text{ N/m}$), pela distância do deslocamento da força ($X_{cp} = 0,5645 \text{ m}$), resultando no momento torsor distribuído pelo eixo da longarina $M_y = 2.352 \text{ Nm/m}$. Em seguida, foi multiplicada pela distância da ponta da asa até a nervura n.º 4, localizada em $y = 1,72 \text{ m}$, obtendo-se assim o torque aplicado na nervura ($T_{y,N1} = 4.045 \text{ Nm}$). Essa nervura, por sua vez, transfere esse momento para os pontos de conexão com a asa (“B” e “C”) (ver Fig. 39) como um par de forças, com módulo equivalentes à magnitude do momento dividido pela distância entre as longarinas ($x = 0,84 \text{ m}$). Assim, esse par de forças $F_{B/C} = 4.816 \text{ N}$ é resistido pelos montantes.

Quanto aos momentos fletores secundários, a Figura (55) mostra os diagramas de momento fletor calculados considerando esses efeitos (linha azul) e sem considerá-los (linha laranja), cuja diferença é quase imperceptível. Essa pequena variação nos resultados indica que a asa foi dimensionada corretamente durante o seu projeto. A variável “j” da Eq. (3.5), que possui unidade de comprimento, dá um indicativo sobre a rigidez da estrutura em resposta a um carregamento de compressão, pois depende das características do material utilizado (E), do momento de inércia da seção (I) e da força aplicada (P).

¹ considerando o volume da sua capa e a densidade da liga de alumínio 6061

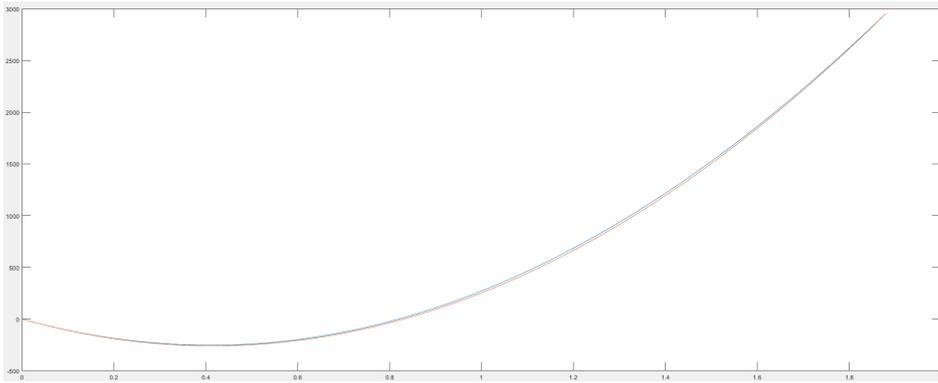


Figura 55 – Momento fletor secundário. (autor)

O eixo vertical “y” (ordenada) dos gráficos diz respeito à magnitude do momento fletor calculado, que varia de $y = -500$ Nm até $y = 3500$ Nm. O eixo horizontal “x” (abscissa), representa o comprimento da asa em metros, partindo da sua raiz, coincidente com a origem do gráfico no ponto zero, até a sua ponta, localizada em $x = 1,8$ m.

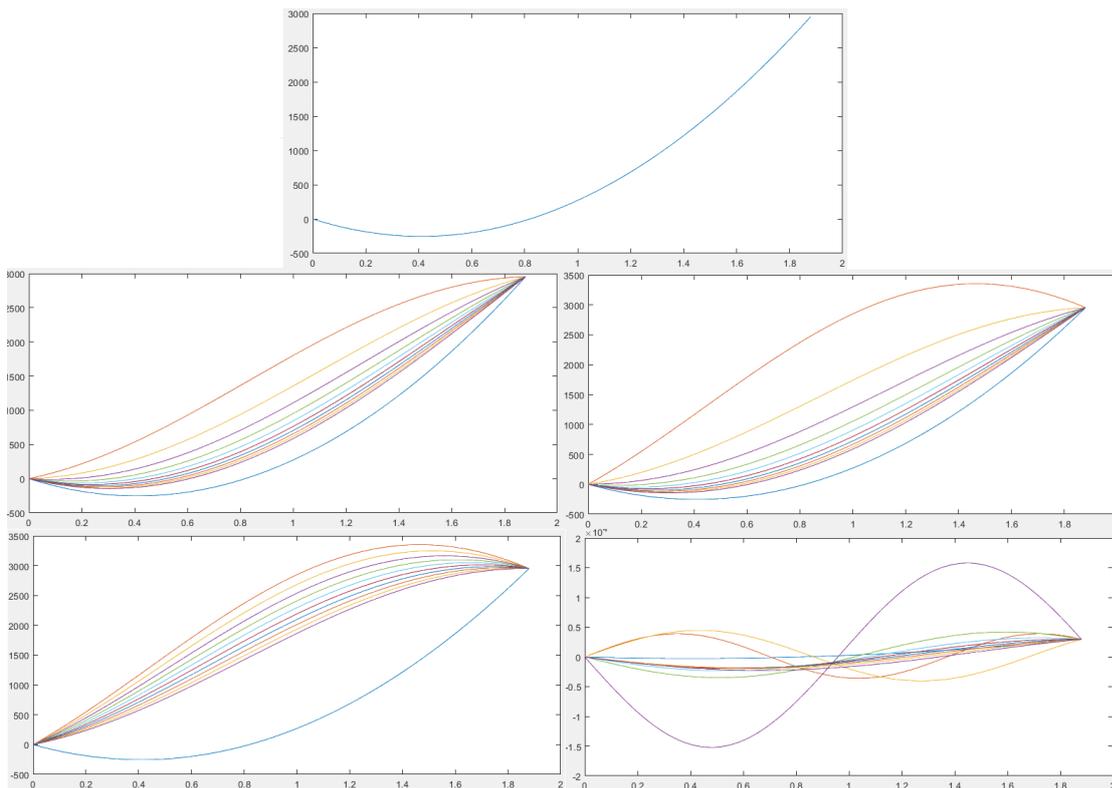


Figura 56 – Efeitos da variação do momento de inércia. (autor)

Variando o momento de inércia da seção, por exemplo, para um valor inferior ao projetado para a longarina da aeronave, os efeitos de momento secundário são amplificados até um ponto em que a estrutura torna-se instável. Cada linha da figura (56) demonstra um diagrama de momento fletor resultante da sequência de reduções do momento de inércia da seção, a partir da configuração estável até um caso instável.

5.4 DIMENSIONAMENTO DOS MEMBROS ESTRUTURAIS

A forma mais simples de descobrir se a estrutura do projeto foi dimensionada corretamente é fazendo os cálculos dos elementos estruturais considerando a tensão admissível pelo material selecionado previamente para o respectivo membro. A estrutura do STOL CH 701 utiliza o Al 6061-T6 e o aço N4130 (fator de segurança de 1,5). Os parafusos, por sua vez, devem atender ao fator de segurança da norma ASTM F2245-18, que dispõem nesses casos um fator duplicado ($2 \cdot 1,5$) para pinos e parafusos de conexão, o que resulta nas tensões admissíveis indicadas na Tab. (6).

Material	$\sigma_{adm(6061)} [MPa]$	$\tau_{adm(6061)} [MPa]$
Liga de alumínio 6061-T6	247	138
Aço 4130	447	249
Parafuso AN5-61	287	-

Tabela 6 – Propriedades dos materiais

A tensão nos elementos estruturais da aeronave não podem superar esse valores. Portanto, eles devem ser dimensionados para resistir: à maior força de tração aplicada nos montantes, às forças de compressão e às maiores magnitudes esperadas de compressão, momento fletor e cortante aplicada nas longarinas e na nervura; também ao maior torque aplicado sobre o revestimento conectado à nervura n.º 5.

Com base nas forças atuantes apresentadas pela Tab. (3), foram calculadas as espessuras (e áreas) mínimas permitidas para cada elemento estrutural resistir à falha. A Tabela (7) demonstra o dimensionamento mínimo de espessura para cada um dos elementos estruturais (t_{min}) comparados às espessuras usadas no projeto do STOL CH 701 (t_{proj}).

Membro	Barra	$t_{min} [mm]$	$t_{proj} [mm]$	Margem
Longarina 1 (alma)	AB	0,15	0,64	327 %
Montante Frontal	BE	0,40	0,90	125 %
Longarina 2 (alma)	CD	0,25	0,81	224 %
Montante Traseiro	CE	0,15	0,90	500 %
Revestimento	BC	0,16	0,41	153 %
Cantoneiras	Carga	$A_{min} [mm^2]$	$A_{proj} [mm^2]$	Margem
Superior*	Flexão	91,7	68,8	33 %
Inferior*	Flexão	335,1	68,8	387 %
Inferior**	Compressão	45,0	58,6	-30 %

Tabela 7 – Verificação do dimensionamento dos membros estruturais

Isso foi feito fixando as dimensões principais, como largura, altura e diâmetro, uma

vez que os materiais aeronáuticos para aeronaves leves geralmente são vendidos em folhas (painéis), cuja espessura desejada é selecionada durante o projeto.

*Assumiu-se a idealização estrutural em que as cantoneiras resistem a todas tensões normais geradas pela flexão. Nesse caso, sua área foi comparada com a área equivalente idealizada nos “booms”. Isso também levou em conta a excentricidade observada na linha de aplicação da força compressiva (verde), tomada a partir da articulação que conecta a asa à fuselagem, como ilustrado na Fig. (57), na qual é possível notar que o momento fletor aplicado sobre a cantoneira superior é cerca de 10 vezes maior que o na inferior, fazendo com que sua área equivalente mínima seja bem menor ².

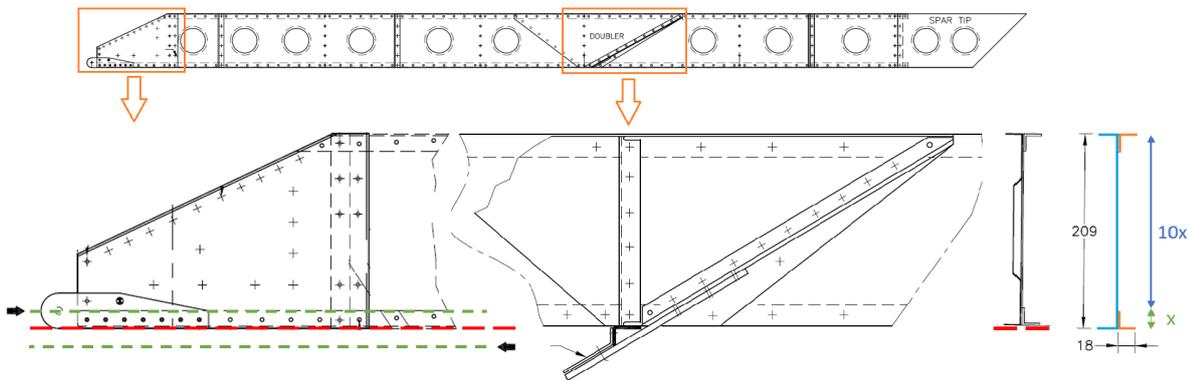


Figura 57 – Linha de aplicação da força. Adaptado de (COMPANY, 2019)

** Em uma situação hipotética na qual a cantoneira inferior fosse responsável por resistir à compressão aplicada pelo montante sobre o eixo indicado em vermelho, o possível momento a ser gerado seria anulado pelo par força-reação indicado pelas setas pretas. Assim, ela resistiria à toda força horizontal aplicada na barra AB. Esse cenário foi cogitado somente para verificar como a estrutura reagiria nesse caso, no qual a área da cantoneira estaria subdimensionada em 30 %, conforme demonstrado na Tab (6). Isso não acontece na realidade, pois o princípio de superposição não se aplica nesse caso, uma vez que a origem das forças é a mesma, sendo a força transversal resultante da sustentação (BRUHN, 1973). Assim, a compressão gerada na barra “AB” é devido ao momento fletor calculado anteriormente.

O revestimento foi analisado na região em torno da nervura nº 5, que está posicionada sobre a conexão dos montantes. Isso porque é a região que resiste à torção da asa. Considerou-se que apenas a célula central do caixão da asa resiste aos momentos torsões, ou seja, foi feita um cálculo conservador, visto que a região do bordo de ataque também contribui resistindo a tais solicitações mecânicas.

² Isso considerando um regime elástico, no qual as tensões variam linearmente sobre a seção transversal

5.4.1 Dimensionamento dos parafusos

Com base nos resultados da Tabela (4), a maior força resultante que age sobre os um parafuso de conexão da estrutura foi utilizada para cálculo da área mínima permitida pela tensão admissível do material (Tab. 8), considerando o fator de segurança exigido pela norma ASTM F2245-18.

Parafuso	Ponto	D_{min} [mm^2]	D_{proj} [mm^2]	Margem
1	A	2,83	7,94	180 %
2	B	6,26	7,94	27 %
3	C	1,84	7,94	331 %
4	D	1,71	7,94	364 %
5	E1	6,26	7,94	27 %
6	E2	1,84	7,94	331 %

Tabela 8 – Verificação do dimensionamento dos parafusos

É possível observar que os parafusos apresentaram boas margens frente aos carregamentos propostos no modelo analítico. Mesmo sendo uma estimativa bastante conservadora, as menores margens foram de 27% sobre os parafusos das conexões “B” e “E1”.

5.5 TENSÕES NAS CONEXÕES

As tensões de esmagamento (σ_e) foram calculadas nas peças que compoem as conexões articuladas com a fuselagem. Por se tratarem de tensões desenvolvidas devido à compressão das peças em um orifício, a magnitude tensões suportadas tendem a ser maiores. Portanto, foi utilizado o parâmetro de resistência material referente a essa hipótese (*ultimate bearing strenght* “ $\sigma_{b,u}$ ” e *bearing yield strenght* “ $\sigma_{b,y}$ ”). Como a área de contato é igual nas três peças (3,135 mm x 8,0 mm), a tensão foi avaliada somente no elemento sob o maior carregamento, sendo o que conecta a longarina com o parafuso da articulação no ponto A. O resultado obtido foi uma tensão de esmagamento de 570 MPa, o que revela que o elemento estrutural estaria submetido a uma carga próxima ao seu limite máximo $\sigma_{b,u} = 607MPa$, já fora do limite do fator de segurança.

Tensão	$\sigma_{b,y}$ [MPa]	$\sigma_{b,u}$ [MPa]
Padrão	386	607
Admissível	257	404

Tabela 9 – Tensões de esmagamento do Al 6061-T6

Verificou-se que, na configuração estrutural no modelo real do STOL CH, o montante frontal é conectado à asa de tal forma que restringe a rotação da conexão em torno do eixo horizontal, como foi proposto no modelo analítico simplificado.

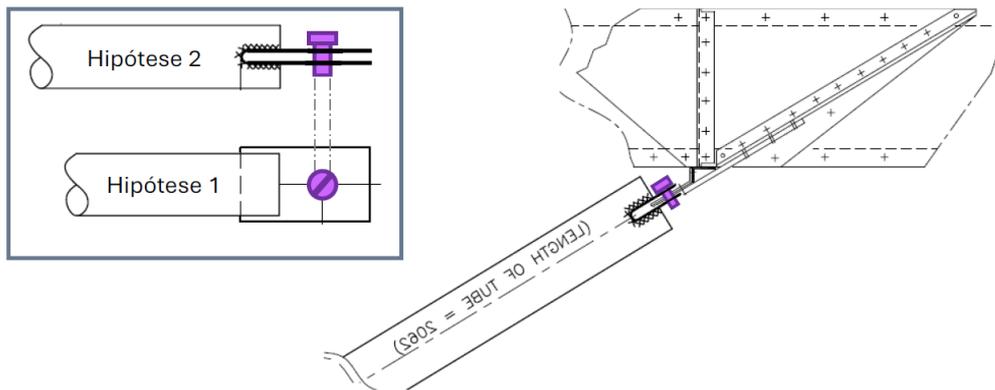


Figura 58 – Ajuste no modelo. Adaptado de (COMPANY, 2019)

O pino roxo da Figura (58) representa a fixação real da articulação nessa conexão, que é melhor retratada pela posição indicada na Hipótese 2. Isso faz com que haja uma reação de momento nesse ponto, que gera um momento fletor que é resistido pela longaria, transferido parcialmente para o montante. A Figura (59) demonstra como fica o diagrama de momento fletor nesse caso.

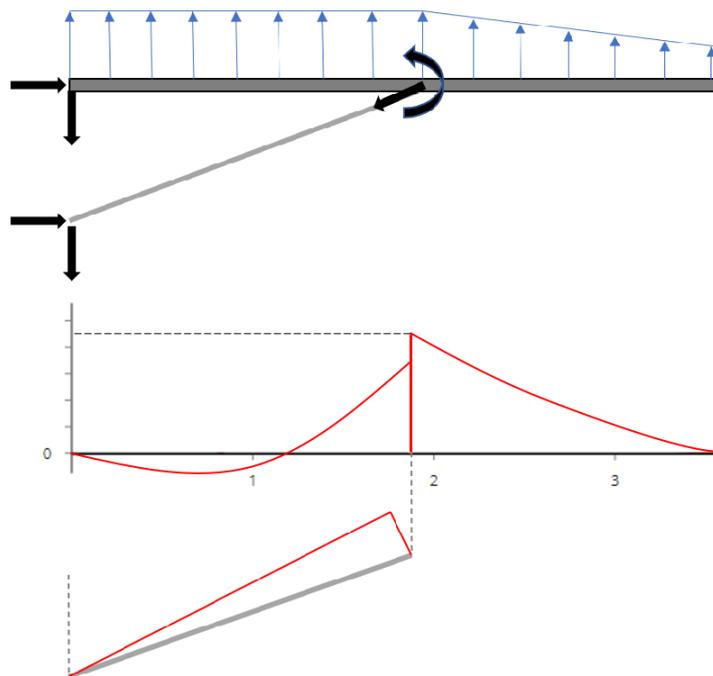


Figura 59 – DMF da hipótese 2. Adaptado de (COMPANY, 2019)

A força de compressão seria reduzida para 8,7 kN nesse caso, fazendo com que a tensão de esmagamento sofrida pela estrutura de conexão passasse a ser de 343 MPa. A Tabela (10) apresenta a comparação dos resultados para as duas hipóteses.

Além disso, como se trata de um modelo simplificado, vale frisar que os resultados tendem a demonstrar uma certa discrepância em relação ao modelo real.

Hipótese	F_c [kN]	σ_e [MPa]	$\sigma_{y,b(adm)}$ [MPa]	$\sigma_{u,b(adm)}$ [MPa]
1	14,47	570	370	-35 %
2	8,7	343	370	8 %

Tabela 10 – Verificação da maior tensão nas conexões

5.6 TENSÕES NA LONGARINA PRINCIPAL

As tensões normais obtidas em relação ao momento fletor máximo calculado para a alma da longarina principal (4,04 kN), considerando suas dimensões reais, foi de $\sigma_x = 157$ MPa. Portanto, ficou com bastante sobra em relação à tensão máxima admissível de 247 MPa da liga de alumínio 6061.

O fluxo de cisalhamento foi calculado sobre a seção do painel da alma da longarina, considerado como placa fina em formato “I”. Foi aplicado um carregamento transverso equivalente ao carregamento máximo que ocorrerá sobre a longarina, caso aplicado sobre seu centro de cisalhamento, posicionado a 3 mm, como demonstrado pela Fig. (60).

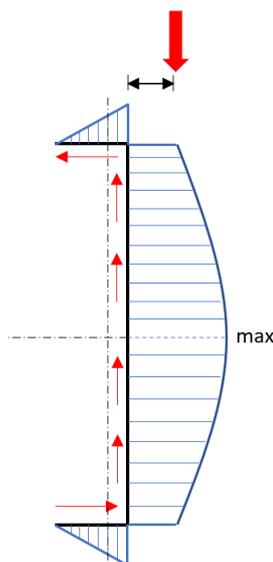


Figura 60 – Fluxo de cisalhamento na longarina. (autor)

Como resultado, obteve-se uma tensão de cisalhamento $\tau_s = 85$ MPa. Ou seja, uma margem de 60 % sobre a tensão máxima admissível $\tau_{adm} = 138$ MPa. Essa margem alta é importante devido aos efeitos do estado de tensão diagonal, que podem ocorrer caso a componente de tensão principal sobre a superfície lateral da placa, avaliada no eixo diagonal (45 graus), atinja uma tensão que cause flambagem. Ou seja, essa margem deve ser a maior possível para se evitar o sobrecarregamento da estrutura da longarina no sentido longitudinal devido a esforços compressivos.

6 CONCLUSÃO

A avaliação estrutural preliminar do projeto do STOL CH 701 desenvolvida neste trabalho permitiu evidenciar conceitos e metodologias relevantes para esse tipo de atividade, além de retratar algumas ferramentas e procedimentos necessários a futura certificação desse modelo de aeronave. Devido ao fato de diversas aeronaves leves ainda carecerem de autorização para utilização no Brasil, o método apresentado pode servir como o passo inicial em busca de uma metodologia simplificada e efetiva para avaliação preliminar do projetos das estruturas das asas.

Nesse sentido, mediante o cumprimento dos objetivos propostos, foi possível confirmar a adequação do projeto estrutural da asa do STOL CH 701 aos parâmetros técnico-normativos exigidos. Isso foi feito a partir da revisão do projeto dos principais elementos estruturais, sobre os quais aplicou-se um método de engenharia reversa para averiguação do dimensionamento das peças em pontos críticos.

Considerando que diversas simplificações foram feitas ao longo do processo, no que diz respeito à realização de estimativas, aproximações e simplificações, erros foram se acumulando naturalmente. Evidentemente, os métodos utilizados apresentam certas limitações devido principalmente à complexidade associada à própria natureza do processo de análise estrutural. Isso, de certa forma, acabou afetando o escopo do trabalho, pois restringiu tanto o seu alcance quanto o grau de confiança dos seus resultados, no entanto, sem descredibilizar o produto final. Para a realização de uma avaliação estrutural mais completa, que entregasse resultados mais abrangentes e precisos, em estrito atendimento aos preceitos técnicos e normativos, seria necessário um enorme esforço, contando com o auxílio de uma equipe trabalhando por um longo período de tempo.

Não obstante, os resultados obtidos analiticamente foram satisfatórios, e atenderam à finalidade do trabalho, guardadas as devidas limitações. Assim, restou demonstrado que o projeto estrutural dos principais componentes da asa do STOL CH 701 está de acordo com requisitos normativos exigidos pela ANAC, em observância à norma consensual internacional ASTM F2245-18. Supondo um bom estado de conservação e manutenção, as margens de segurança observadas nos resultados indicaram que a estrutura da asa não apresenta risco de falha durante operação sob as condições previstas pelo envelope de voo e pelos coeficientes de segurança referentes ao cenário de voo nivelado simétrico.

Ademais, cumpre reiterar a relevância desse tipo de avaliação preliminar, haja vista que representa um passo fundamental para o processo de análise estrutural ao fornecer resultados importantes para os trabalhos subsequentes da fase de projeto. Partindo disso, são desenvolvidas análises mais robustas que envolvem modelos numéricos melhor

elaborados, discretizações específicas, processos de otimização estrutura, testes, ensaios, experimentos etc.

Um estudo mais aprofundado que explore outros casos de operação seria interessante para trabalhos futuros, orientados a avaliar os efeitos que outros carregamentos geram sobre a estrutura das asas. Por exemplo, em condições de voo assimétrico, com ativação das superfícies de controle; em uma manobra específica ou até pelo contato da aeronave com o solo durante o pouso. Também é possível simular o comportamento dinâmico da estrutura em resposta à aplicação de cargas variáveis durante o voo, de maneira a avaliar os modos de vibração e os impactos de alguns fenômenos mais complexos relacionados a aeroelasticidade e fadiga.

Referências

- ABAG. *5º Anuário Brasileiro de Aviação Geral*. 2015. <<https://www.abag.org.br/2020/11/05/instituto-brasileiro-de-aviacao-lanca-o-5o-anuario-brasileiro-de-aviacao-civil/>>. Online; Acessado em maio de 2021. Citado 5 vezes nas páginas 15, 16, 29, 30 e 116.
- ANAC. *Aeronaves Leves Esportivas*. 2014. Online; Acessado em maio de 2021. Disponível em: <<https://www.anac.gov.br/assuntos/paginas-tematicas/aerodesporto/aeronave-leves-esportivas>>. Citado 3 vezes nas páginas 16, 36 e 113.
- ANAC. *Curiosidades e diferenças para a Aviação Certificada*. 2016. Online; Acessado em maio de 2021. Disponível em: <<https://www.anac.gov.br/noticias/2016/voce-conhece-a-aviacao-experimental>>. Citado 2 vezes nas páginas 29 e 35.
- ANDERSON, J. D. J. *Fundamentals of Aerodynamics*. fifth. [S.l.]: McGraw-Hill, 2010. (Aeronautical and Aerospace Engineering). Citado na página 45.
- BRUHN, E. F. *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*. first. [S.l.]: Tri-State Offset Company, 1973. Citado 10 vezes nas páginas 16, 32, 56, 57, 58, 81, 82, 84, 85 e 96.
- CARRIER, G. et al. Investigation of a strut-braced wing configuration for future commercial transport. In: . [S.l.: s.n.], 2012. v. 1. Citado na página 52.
- COMPANY, Z. A. *Building Your Own ZENITH STOL*. 4th edition 12/03. ed. [S.l.], 2019. Citado 13 vezes nas páginas 15, 16, 43, 50, 51, 72, 80, 84, 88, 90, 92, 96 e 98.
- CONNOR, N. *O que é o número de Reynolds – definição*. 2020. Online; Acessado em junho de 2021. Disponível em: <<https://www.thermal-engineering.org/pt-br/o-que-e-o-numero-de-reynolds-definicao/>>. Citado na página 65.
- FILHO, S. L. S. e. a. C. Panorama do mercado e da produção nacional de aeronaves leves. *BNDES Setorial*, n. 43, p. 209–255, mar 2016. Url <http://web.bndes.gov.br/bib/jspui/handle/1408/9582>. Citado na página 29.
- GUDMUNDSSON, S. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. first. [S.l.]: Elsevier, 2013. (ISBN: 978-0-12-397308-5). Citado 9 vezes nas páginas 15, 16, 51, 65, 75, 76, 77, 78 e 79.
- HANGAR33. *O QUE SÃO, PARA QUE SERVEM E OS TIPOS DE ASAS DE UMA AERONAVE*. 2015. Online; Acessado em junho de 2021. Disponível em: <<http://blog.hangar33.com.br/o-que-sao-para-que-servem-e-os-tipos-de-asas-de-uma-aeronave/>>. Citado 3 vezes nas páginas 15, 49 e 52.
- HEINTZ, C. Anatomy of a stol aircraft designing a modern short take-off and landing aircraft “ form follows function ”. In: . [S.l.: s.n.], 2001. Citado 5 vezes nas páginas 15, 44, 45, 46 e 47.
- HIBBLER, R. *Engineering Mechanics: Statics*. tenth. [S.l.]: Pearson, 2015. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 73.

- INTERNATIONAL, A. *Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane*. 2018. DOI: 10.1520/F2245-18. Disponível em: <<https://www.astm.org/DATABASE.CART/HISTORICAL/F2245-18.htm>>. Citado 3 vezes nas páginas 36, 115 e 121.
- JOHNSTON, J. J. T. D. D. F. M. L. N. J. F. P. B. E. R. *MECÂNICA DOS MATERIAIS*. tenth. [S.l.]: The McGraw-Hill Companies, Inc., 2009. (Aeronautical and Aerospace Engineering). Citado 3 vezes nas páginas 15, 59 e 60.
- LONGO, T. 2010. Acessado em Maio de 2010. Disponível em: <<http://www.zenith.aero/photo/stol-ch-701-wing-strut>>. Citado 3 vezes nas páginas 15, 52 e 53.
- MAGAZINE, A. *LSA, um divisor de ares*. 2014. Online; Acessado em maio de 2021. Disponível em: <https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/lsa-um-divisor-de-ares_1392.html>. Citado 5 vezes nas páginas 15, 29, 36, 53 e 63.
- MARTHA, L. F. *Métodos básicos da análise de estruturas*. first. [S.l.]: Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro – PUC-Rio, 2015. Citado 5 vezes nas páginas 15, 32, 69, 70 e 79.
- MEGSON, T. H. G. *Aircraft Structures for engineering students*. fourth. [S.l.]: Elsevier, 2013. (10.1016/C2009-0-61214-9). ISBN-13: 978-0-75066-7395 / ISBN-10: 0-750-667397. Citado 11 vezes nas páginas 15, 39, 49, 50, 54, 55, 71, 74, 75, 76 e 79.
- MESTRINARI, D. de R.; RODRIGUES, L. E. M. J. Modelo analítico para o cálculo da distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa, método de schrenk. *Revista Eletrônica AeroDesign Magazine*, v. 3, n. ISSN - 2177-5907, 2011. Citado na página 64.
- MUTEB, H.; HASAN, D. Experimental study on shear strenght behaviours of the composite uhpc steel girders in slender web. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, v. 671, p. 012099, jan 2020. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 87.
- RAYMER, D. *Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth Edition*. sixth. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. (978-1-62410-490-9). Doi = 10.2514/4.104909. Citado 16 vezes nas páginas 15, 16, 39, 40, 42, 46, 54, 55, 56, 57, 59, 60, 62, 64, 68 e 117.
- RODRIGUES, L. E. M. J. Fundamentos de engenharia aeronáutica: Aplicações ao projeto sae - aerodesign. In: IFB (Ed.). *Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Aplicações ao projeto SAE - Aerodesign*. [S.l.: s.n.], 2011. v. 1a edição. Citado na página 62.
- TOOLBOX, E. *U.S. Standard Atmosphere*. 2003. Online; Acessado em junho de 2021. Disponível em: <https://www.engineeringtoolbox.com/standard-atmosphere-d_604.html>. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 119.
- VENTURA, K. et al. Projeto conceitual de uma asa para uma aeronave leve. In: *Projeto conceitual de uma asa para uma Aeronave leve*. [S.l.: s.n.], 2018. Doi = 10.26678/ABCM.CONEM2018.CON18-0628. Citado na página 35.

Apêndices

APÊNDICE A – Rotina MATLAB 1

```

%% DADOS INICIAIS %%

m=500;           % massa total do aviao
g=9.81;         % aceleracao da gravidade no local
W=m*g;         % MTOW - peso maximo de decolagem
n=6.0;         % fator de carga
hspan=3.6;     % meia envergadura
chord=1.45;    % comprimento da corda
S=11.4;       % area usada para calculo de Cl

rho=0.9030;    % at 3.000m
rhosea=1.225; % at 0m
vne= 50;      % velocidade maxima (never exceed) [m/s]
va= 37.5;    % velocidade de manobra [m/s]
v=vne;      % velocidade a ser utilizada nos calculos

L=n*W;
wy=(L*0.5)/hspan; % carga distribuida sobre o eixo y
wx=(L*0.5)/chord; % carga distribuida sobre o eixo x
l=hspan;

Cl=(L^2)/(rho*v^2*S); % check alpha in cl curve

%% PROPORCAO DE CARGAS EM CADA LONGARINA %%

% posicao da longarina frontal sobre o eixo x em relacao ao bordo de atq
x_FB=0.340;
% distancia entre a longarina principal e a longarina traseira
x_FB_RB=0.840;
% posicao do centro de pressao aerodinamico sobre o eixo x (corda)
x_cp=0.5645;
% distancia entre o centro aerodinamico e a posicao da long traseira
x_cp_RB=x_FB+x_FB_RB-x_cp;

FB_run=wy*x_cp_RB/x_FB_RB; % running load na longarina frontal
RB_run=wy-FB_run; % running load na longarina traseira

%% PROJECAO DAS ESTRUTURAS ESPACIAIS SOBRE OS PLANOS %%

dFS=2.09; % comprimento do montante frontal
dRS=2.030; % comprimento do montante traseiro

% projecao vertical do montante front
FSv=1.072;
% projecao do montante front sobre o eixo da corda
FSc=0.5617;
% projecao do montante front sobre o eixo da longarina
FSs=1.88;
% dimensao do membro idealizado: montante frontal
lFS=sqrt(FSv^2+FSc^2+FSs^2);

% projecao vertical do montante frontal
RSv=1.072;
% projecao do montante front sobre o eixo da corda
RSc=0.272;

```

Figura 61 – Rotina 1.1 - Matlab

```

% projecao do montante front sobre o eixo da longarina
RSs=1.88;
% dimensao do membro idealizado: montante traseiro
lRS=sqrt(RSv^2+RSc^2+RSs^2);

% Cossenos diretores
vlFS=FSv/lFS;
clFS=FSc/lFS;
slFS=FSs/lFS;

vlRS=RSv/lRS;
clRS=RSc/lRS;
slRS=RSs/lRS;

%% CALCULO DAS REACOES %%
% MEMBROS FRONTAIS: PLANO Z-X %
pFSy=1.88;      % posicao em y da conexao do montante frontal
dST=hspan-pFSy; % distancia entre a conexao do montante e a ponta da asa

% sum Mz = 0 : somatorio de momentos em z
R1=(0.5*pFSy^2*FB_run+0.5*FB_run*dST*(pFSy+dST/2)+0.5*FB_run*(dST/2)*(pFSy+dS
T/3))/pFSy

% sum Fz = 0 : somatório de forcas em z
R2=0.5*(FB_run+0.5*FB_run)*dST+FB_run*pFSy-R1

% MONTANTE FRONTAL E EXTREMIDADE FRONTAL DA NERVURA 1 (PLANO Z-X) %
% Sum Fvz = 0 : somatorio das forcas verticais no plano z-y
FS=R1/vlFS      % tracao no montante frontal

% Sum Fhy = 0 : somatorio das forcas horizontais no plano z-y
FB=FS*slFS      % compressao na longarina frontal

% Sum Fhx = 0 : somatorio das forcas horizontais no plano z-x
N1=FS*clFS      % compressao no nó 1 (frontal) da nervura

% MEMBROS TRASEIROS: PLANO Z-X %
proplift=RB_run/FB_run; % proporcao entre as distribuicoes das longarinas %
R3=proplift*R1
R4=proplift*R2

% MONTANTE FRONTAL E EXTREMIDADE FRONTAL DA NERVURA 1 (PLANO Z-X) %
% Sum Fvz = 0 : somatorio das forcas verticais no plano z-y
RS=R3/vlRS      % tracao no montante traseiro

% Sum Fhy = 0 : somatorio das forcas horizontais no plano z-y
RB=RS*slRS      % compressao na longarina traseira

% Sum Fhx = 0 : somatorio das forcas horizontais no plano z-x
N2=RS*clRS      % compressao no nó 2 (traseiro) da nervura

% REACAO HORIZONTAL NA CONEXAO DA NERVURA COM A LONGARINA FRONTAL

RHNerv=N1-N2

```

Figura 62 – Rotina 1.2 - Matlab

APÊNDICE B – Rotina MATLAB 2

```

%% DADOS GERAIS %%

E=68.9e9; % Modulo de elasticidade [Pa]
A1=390e-6; % [m^2]
A2=193e-6; % [m^2]
% Momento de Inercia da seção da longarina frontal em torno do eixo x
I1xx=2.12e-6; % [m^4]
% Momento de Inercia da seção da longarina frontal em torno do eixo x
I2xx=7.02e-8; % [m^4]

%% CALCULO DO MOMENTO FLETOR %%

% PORÇÃO EXTERNA DA ASA 1,88 m < y < 3,6 m
ymax=dST;

% LONGARINA FRONTAL:
% Posição máxima do y, medida da ponta da asa para o centro
% Local onde encontram-se os maiores valores de V e M
y=ymax;

Vext_FBm=-(FB_run/2)*(y^2/(2*ymax)+y)
Mext_FBm=-(FB_run/4)*(y^3/(3*ymax)+y^2)

% LONGARINA TRASEIRA:

Vext_RB=-(RB_run/2)*(y^2/(2*ymax)+y)
Mext_RB=-(RB_run/4)*(y^3/(3*ymax)+y^2)

% PORÇÃO INTERNA DA ASA 0 m < y < 1,88 m
ymax=1.88;

% LONGARINA FRONTAL (Selecionar)

Vint_FBm=R2-FB_run*ymax
Mint_FBm=R2*ymax-(FB_run*ymax^2)/2

P=FB;
M1=FB*0.019;
M2=-Mext_FBm;
I=I1xx;
w=FB_run;

% LONGARINA TRASEIRA (Selecionar)

Vint_RBm=R4-RB_run*ymax
Mint_RBm=R4*ymax-(RB_run*ymax^2)/2

% P=RB;
% M1=0;
% M2=MRBm;
% I=I2z;
% w=RB_run;

%% ALGORITIMO BRUHN - MOMENTOS SECUNDÁRIOS (BARRA INTERNA)

```

Figura 63 – Rotina 2.1 - Matlab

```

i=pFSy;
j=sqrt(E*I/P);
k=w*j^2;

D2=M2-k;
D1=M1-k;
C2=D1;
C1=(D2-D1*cos(i/j))/sin(i/j);

% POSIÇÃO DO MAX MOMENTO FLETOR

% tan(xm/j)=C1/D1+k;
xm=atan(C1/D1)*j
% MOMENTO FLETOR MAXIMO

x=linspace(0,1.88,100);

M=C1*sin(x/j)+C2*cos(x/j)+k;
Mint=-R2.*x+(w.*x.^2)./2;
Mmax=D1/cos(xm/j)+k

figure
plot(x,M,x,Mint)

%%
n=100;
VM=zeros(10,n);

ia=pFSy;
linha=1;
coluna=1;
contador=0;

for Ia=0.1e-7:0.005e-6:0.6e-7
    contador=contador+1;
    x=linspace(0,1.88,100);
    ja=sqrt(E*Ia/P);
    ka=w*ja^2;
    D2a=M2-ka;
    D1a=M1-ka;
    C2a=D1a;
    C1a=(D2a-D1a*cos(ia/ja))/sin(ia/ja);

    Ma=C1a.*sin(x/ja)+C2a.*cos(x/ja)+ka;

    VM(linha,:)=Ma;

    linha=linha+1;

end

```

Figura 64 – Rotina 2.2 - Matlab

Anexos

ANEXO A – Lista de ALEs

A tabela da Figura 65 representa a lista de aeronaves leves esportivas autorizadas pela ANAC para utilização no território brasileiro.

AERONAVES LEVES ESPORTIVAS NO BRASIL			
Relação de modelos de aeronaves e kits elegíveis a um certificado de aeronavegabilidade especial ou experimental.			
MODELO	FABRICANTE	TIPO DE AERONAVE	PAÍS DE ORIGEM
AA-155	AEROÁLCOOL Tecnologia Ltda.	ASA FIXA - Terrestre	Brasil
A-22 LS (Somente como Leve Esportiva Experimental)	AEROPRAKT	ASA FIXA - Terrestre	Ucrânia
ADVENTURE	TRIKE ÍCAROS	PENDULAR - Terrestre	Brasil
ALTO TG 912	DIRECT FLY	ASA FIXA - Terrestre	República Checa
ASTORE	TECNAM Aircraft	ASA FIXA - Terrestre	Itália
CC11-160	Cub Crafters Inc.	ASA FIXA - Terrestre	Estados Unidos
CTLS	FLIGH DESIGN	ASA FIXA - Terrestre	Alemanha
HARMONY LSA	Evektor-Aerotechnik a.s.	ASA FIXA - Terrestre	República Checa
MONTAER MC01	MONTAER Aeronaves	ASA FIXA - Terrestre	Brasil
P92 Eaglet / Eaglet NG	TECNAM Aircraft	ASA FIXA - Terrestre	Itália
P92 Echo Light	TECNAM Aircraft	ASA FIXA - Terrestre	Itália
P2002 Sierra de Luxe	TECNAM Aircraft	ASA FIXA - Terrestre	Itália
P2008	TECNAM Aircraft	ASA FIXA - Terrestre	Itália
REMOS GX	Remos Aircraft	ASA FIXA - Terrestre	Alemanha
SEAMAX M-22	SEAMAX Aircraft Ltda.	ASA FIXA - Anfíbio	Brasil
SINUS	Pipistrel d.o.o. Ajdovscina	ASA FIXA - motoplanador	Eslovênia
SPORTSTAR MAX	Evektor-Aerotechnik a.s.	ASA FIXA - Terrestre	República Checa
SUPER PETREL LS	SCODA Aeronáutica	ASA FIXA - Anfíbio	Brasil
FK 9 Mkv ELA	FK LIGHTPLANES	ASA FIXA - Terrestre	Alemanha

Figura 65 – ALEs autorizadas no Brasil. (ANAC, 2014)

ANEXO B – ASTM F2245-18, item 5

Reprodução do item 5, retirado de (INTERNATIONAL, 2018).

5. Structure

5.1 General:

5.1.1 Loads:

5.1.1.1 Strength requirements are specified in terms of limit loads (the maximum loads to be expected in service) and ultimate loads (limit loads multiplied by prescribed factors of safety). Unless otherwise provided, prescribed loads are limit loads.

5.1.1.2 Unless otherwise provided, the air, ground, and water loads must be placed in equilibrium with inertia forces, considering each item of mass in the airplane. These loads must be distributed to conservatively approximate or closely represent actual conditions. [...]

5.1.1.4 Appendix X1 – Appendix X5 provide, within the limitations specified within the appendix, a simplified means of compliance with several of the requirements set forth in 5.2.1 to 5.7.3 that can be applied as one (but not the only) means to comply.

5.1.2 Factor of Safety:

5.1.2.1 Unless otherwise provided in 5.1.2.2, an ultimate load factor of safety of 1.5 must be used.

5.1.2.2 Special ultimate load factors of safety shall be applied to the following:

2.0 x 1.5 = 3.0 on castings

1.2 x 1.5 = 1.8 on fittings

2.0 x 1.5 = 3.0 on bearings at bolted or pinned joints subject to rotation (including the seat if belt/harness is attached to it)

5.1.3 Strength and Deformation:

5.1.3.1 The structure must be able to support limit loads without detrimental, permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation shall not interfere with safe operation.

5.1.3.2 The structure must be able to support ultimate loads without failure for at least 3 s. However, when proof of strength is shown by dynamic tests simulating actual load conditions, the 3-s limit does not apply.

5.1.4 Proof of Structure—Each design requirement must be verified by means of

conservative analysis or test (static, component, or flight), or both.

5.1.4.1 Compliance with the strength and deformation requirements of 5.1.3 must be shown for each critical load condition. Structural analysis may be used only if the structure conforms to those for which experience has shown this method to be reliable. In other cases, substantiating load tests must be made. Dynamic tests, including structural flight tests, are acceptable if the design load conditions have been simulated. Substantiating load tests should normally be taken to ultimate design load.

5.2 Flight Loads:

5.2.1 General:

5.2.1.1 Flight load factors, n , represent the ratio of the aerodynamic force component (acting normal to the assumed longitudinal axis of the airplane) to the weight of the airplane. A positive flight load factor is one in which the aerodynamic force acts upward, with respect to the airplane.

5.2.1.2 Compliance with the flight load requirements of this section must be shown at each critical weight distribution within the operating limitations specified in the POH.

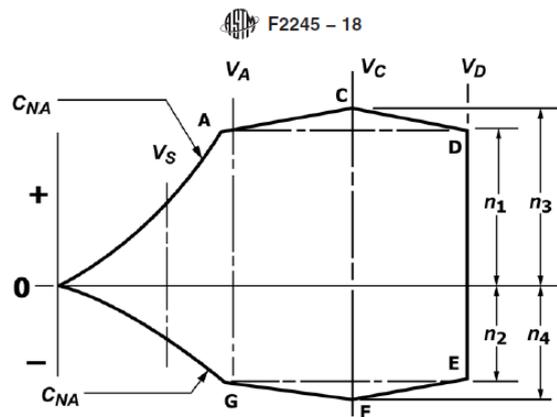


FIG. X1.1 Generalized Flight Loads Envelope

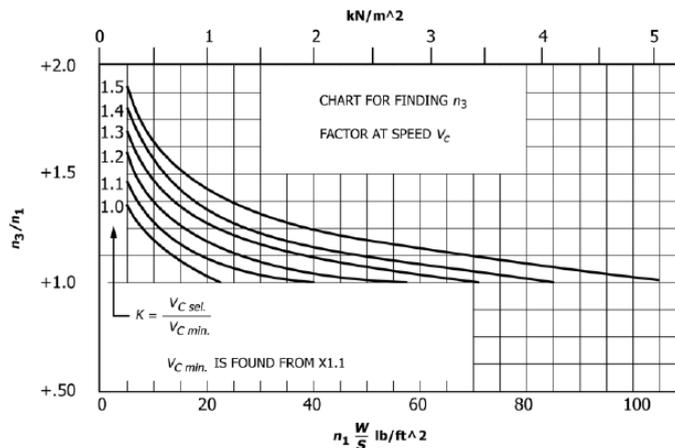


FIG. X1.2 Chart for Finding n_3 Factor at Speed V_c

Figura 66 – Norma F2245-18, item 5. (ABAG, 2015)

ANEXO C – Dados para Flambagem

Figura adaptada de Raymer (2018).

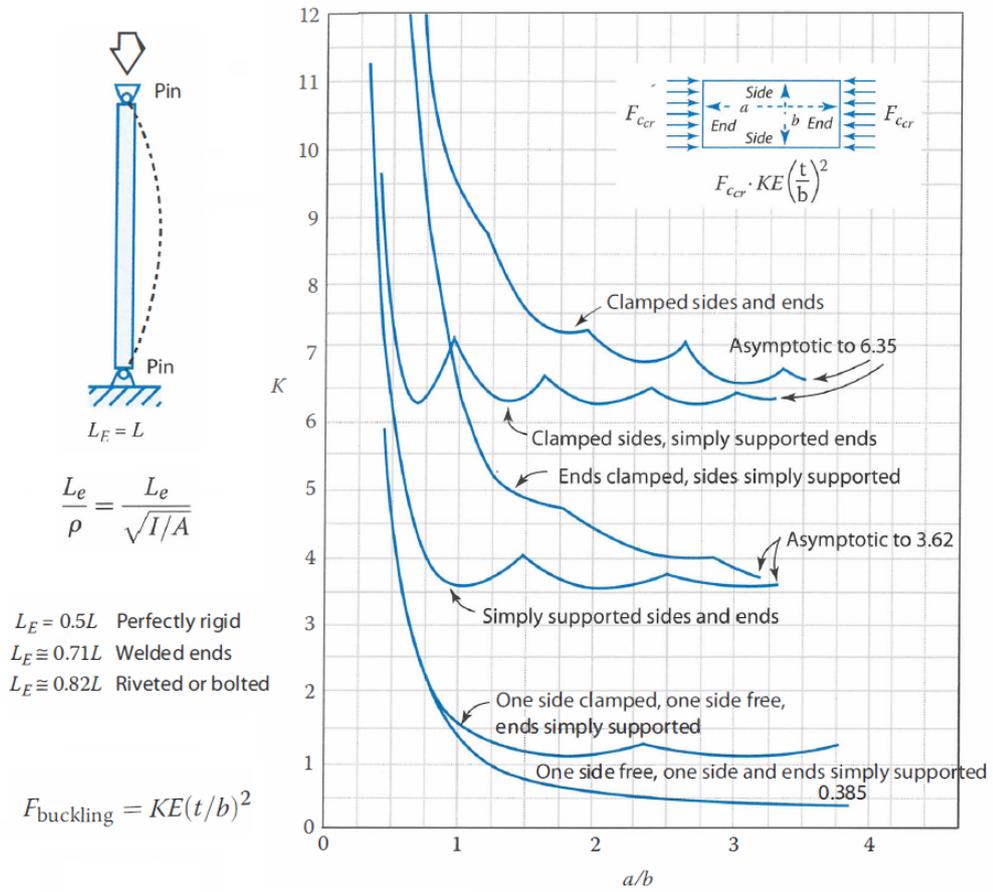


Figura 67 – Gráficos e parâmetros de flambagem. (RAYMER, 2018)

ANEXO D – Dados Atmosféricos

Tabela de condições atmosféricas padrão, avaliadas nos Estados Unidos.

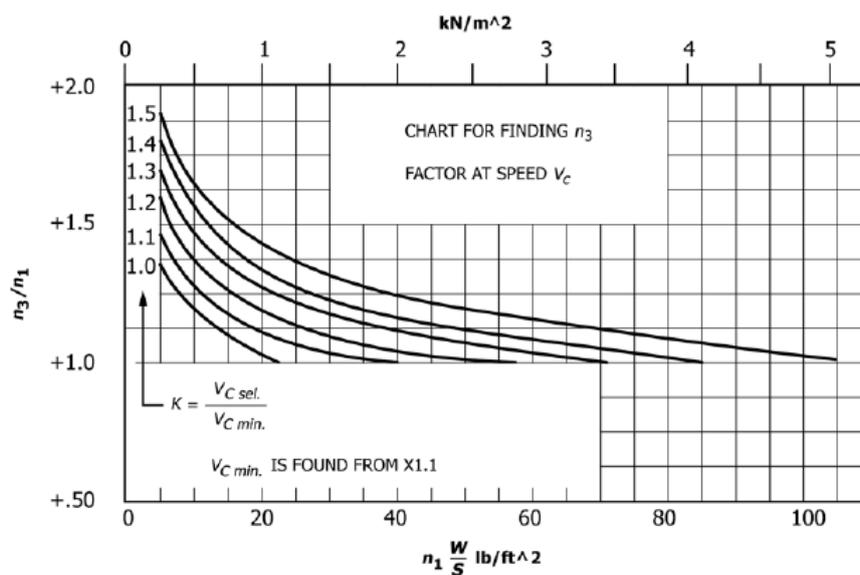
U.S. Standard Atmosphere Air Properties - SI Units

Geo potential Altitude above Sea Level - h - (m)	Temperature - t - (°C)	Acceleration of Gravity - g - (m/s ²)	Absolute Pressure - p - (10 ⁴ N/m ²)	Density - ρ - (kg/m ³)	Dynamic Viscosity - μ - (10 ⁻⁵ N s/m ²)
-1000	21.50	9.810	11.39	1.347	1.821
0	15.00	9.807	10.13	1.225	1.789
1000	8.50	9.804	8.988	1.112	1.758
2000	2.00	9.801	7.950	1.007	1.726
3000	-4.49	9.797	7.012	0.9093	1.694
4000	-10.98	9.794	6.166	0.8194	1.661
5000	-17.47	9.791	5.405	0.7364	1.628
6000	-23.96	9.788	4.722	0.6601	1.595

Figura 68 – Condições atmosféricas. (TOOLBOX, 2003)

ANEXO E – Gráficos para determinação de fator de carga

Os gráficos da Figura (69) são utilizados para a obtenção dos fatores de carga n_3 e n_4 , concernentes ao envelope de voo da aeronave; retirado de (INTERNATIONAL, 2018).



ASTM F2245 – 18

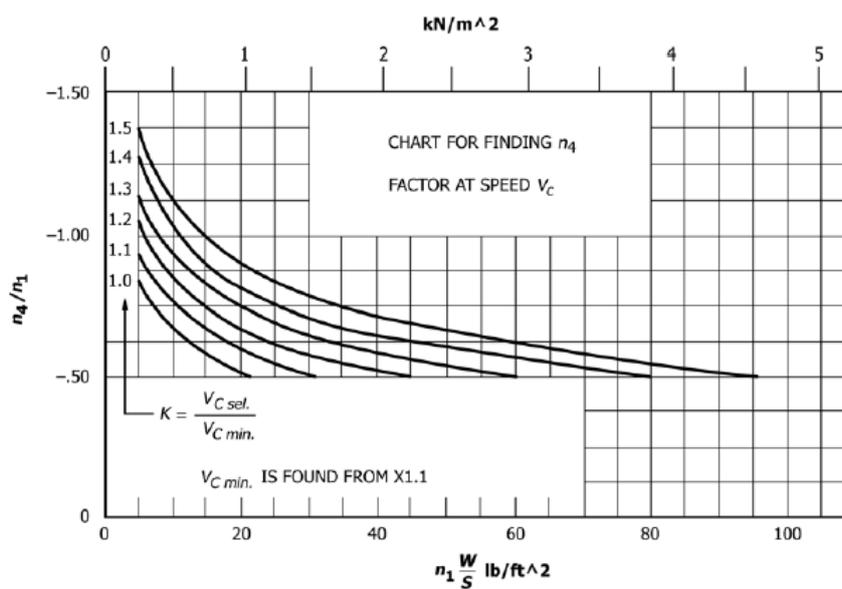


Figura 69 – Gráfico para estimar n_3 . (ASTM F2245-18)