



UNIVERSIDADE FEDERAL DE PERNAMBUCO  
CENTRO DE TECNOLOGIA E GEOCIÊNCIAS  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA  
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

ÍCARO RAMON SILVA DE ANDRADE

**ANÁLISE ESTRUTURAL COMPUTACIONAL DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO  
TRIPULADOS DE MÉDIA ALTITUDE E ELEVADA AUTONOMIA**

Recife

2022

ÍCARO RAMON SILVA DE ANDRADE

**ANÁLISE ESTRUTURAL COMPUTACIONAL DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO  
TRIPULADOS DE MÉDIA ALTITUDE E ELEVADA AUTONOMIA**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Pernambuco, como requisito parcial para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador (a): Felix Christian Guimarães Santos

Recife

2022

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor,  
através do programa de geração automática do SIB/UFPE

Andrade, Ícaro Ramon Silva de.

Análise estrutural computacional de veículos aéreos não tripulados de  
média altitude e elevada autonomia / Ícaro Ramon Silva de Andrade. - Recife,  
2022.

144 p. : il., tab.

Orientador(a): Felix Christian Guimarães Santos

Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Universidade Federal de  
Pernambuco, Centro de Tecnologia e Geociências, Engenharia Mecânica -  
Bacharelado, 2022.

1. Aeronaves. 2. Análise estrutural. 3. Modelagem. 4. Simulação. I. Santos,  
Felix Christian Guimarães. (Orientação). II. Título.

620 CDD (22.ed.)

ÍCARO RAMON SILVA DE ANDRADE

**ANÁLISE ESTRUTURAL COMPUTACIONAL DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO  
TRIPULADOS DE MÉDIA ALTITUDE E ELEVADA AUTONOMIA**

Trabalho de Conclusão de Curso  
apresentado ao Curso de Engenharia  
Mecânica da Universidade Federal de  
Pernambuco, como requisito parcial para  
obtenção do título de Bacharel em  
Engenharia Mecânica.

Aprovado em: 03/11/2022

**BANCA EXAMINADORA**

---

Prof. Dr. Felix Christian Guimarães Santos (Orientador)  
Universidade Federal de Pernambuco

---

Prof. Dr. José Maria Andrade Barbosa (Examinador Interno)  
Universidade Federal de Pernambuco

---

Profa. Dra. Nadège Sophie Bouchonneau da Silva (Examinadora Interna)  
Universidade Federal de Pernambuco

Este trabalho é dedicado aos meus familiares por serem pessoas que amo, por acreditarem no meu potencial e por toda a dedicação a mim atribuída.

À minha mãe e ao meu pai, Jacilene e Osvaldo, em especial, pela paciência, estímulo, apoio e companheirismo, com quem pretendo continuar dividindo minhas conquistas e alegrias por muitos e muitos anos.

A todo o curso de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Pernambuco, corpo docente e discente, ao qual fico lisonjeado por dele ter feito parte.

Em especial, ao meu orientador, professor Felix Santos, pelo amigo e companheiro que foi no desenvolvimento deste trabalho.

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço a Deus pela minha vida. De um modo especial, agradeço a todos que participaram de mais este momento de superação:

a minha mãe, Jacilene, ao meu pai, Osvaldo, e aos meus irmãos, pela família que somos e por dividir comigo não só os bons momentos da vida, mas também as incertezas, tristezas e por me mostrar que sou capaz, até quando nem mesmo eu acreditava ter mais forças;

a minha mãe, Jacilene, pela contribuição na revisão deste trabalho;

aos colegas do curso, pelo convívio, pelas boas conversas, às vezes, sérias, às vezes, descontraídas. Pelo aprendizado constante. São pessoas que tornam o dia a dia na universidade uma experiência mais leve;

aos professores da UFPE – Universidade Federal de Pernambuco, pela dedicação e empenho em contribuir com nossa formação acadêmica;

ao meu orientador, professor Felix Santos, que com muita dedicação, sabedoria e conhecimento, mostrou-se um verdadeiro mestre, onde os seus ensinamentos foram muito além dos conteúdos do currículo;

aos professores membros da banca examinadora pelas excelentes contribuições realizadas através das sugestões oferecidas durante a qualificação.

Agradecimentos a todos.

“A mente que se abre a uma nova ideia jamais voltará ao seu tamanho original”.  
(EINSTEIN).

## RESUMO

Atualmente, verifica-se uma recorrência cada vez maior ao emprego de aeronaves não tripuladas nos mais variados setores da sociedade. Desempenhando funções civis e militares, desde o agronegócio ao monitoramento de territórios, os veículos aéreos autônomos estão em todos os lugares. Assim sendo, o presente trabalho buscou explorar o potencial da simulação computacional para realizar uma etapa de fundamental importância no projeto dessas máquinas voadoras: a análise estrutural. Portanto, foram percorridas as etapas desde a modelagem geométrica, passando pela determinação dos carregamentos por meio de normas até a avaliação de conformidade da estrutura. Para isto, esta pesquisa de simulação fez uso do computador como instrumento de aquisição dos resultados e do método hipotético-dedutivo como guia para a obtenção das conclusões. Como resultados e contribuições deste trabalho, destacam-se a organização didática de um material que inclui arquitetura aeronáutica e distribuição de carga na estrutura com base em normas e modelos analíticos justificados pelos fundamentos aerodinâmicos também apresentados. Além disso, ênfase deve ser dada ao desenvolvimento de uma metodologia para reengenharia de veículos aéreos não tripulados focando nas reconstituições de opções estruturais, seguido pela aplicação dessa metodologia, com sucesso, em duas atividades de reengenharia parcial. Outra contribuição que merece destaque foi o estudo de um modelo mais completo de aeronave, que inclui mais partes e componentes, tendo em vista que as análises até então encontradas na literatura não contemplaram modelos tão abrangentes de aeronaves. Após a avaliação dos resultados foi possível concluir que todas as atividades são naturalmente iterativas, onde conhecimentos teóricos e experiência prática se combinam para uma tomada de decisões mais efetiva.

**Palavras-chave:** aeronaves; análise estrutural; modelagem; simulação.

## ABSTRACT

Currently, there is an increasing recurrence to the use of unmanned aircraft in the most varied sectors of society. Performing civil and military roles, from agribusiness to monitoring territories, autonomous aerial vehicles are everywhere. Therefore, the present work sought to explore the potential of computer simulation to perform a fundamentally important step in the design of these flying machines: the structural analysis. Thus, the steps were covered from geometric modeling, through the determination of loads by means of standards to the evaluation of the conformity of the structure. For this, this simulation research made use of the computer as an instrument to acquire the results and of the hypothetical-deductive method as a guide to obtain the conclusions. As results and contributions of this work, the didactic organization of a material that includes aeronautical architecture and load distribution in the structure based on standards and analytical models justified by the aerodynamic fundamentals also presented. Furthermore, emphasis should be given to the development of a methodology for reengineering unmanned aerial vehicles focusing on the reconstruction of structural options, followed by the successful application of this methodology in two partial reengineering activities. Another contribution worth mentioning was the study of a more complete model of aircraft, which includes more parts and components, considering that the analyzes found in the literature so far did not contemplate such comprehensive models of aircraft. After evaluating the results, it was possible to conclude that all activities are naturally iterative, where theoretical knowledge and practical experience combine for more effective decision-making.

**Keywords:** aircraft; structural analysis; modeling; simulation.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 –	Principais partes estruturais de uma aeronave de pequeno porte	27
Figura 2 –	Fuselagem tipo treliça	28
Figura 3 –	Fuselagem monocoque	29
Figura 4 –	Fuselagem semi-monocoque	29
Figura 5 –	Elementos estruturais da asa	30
Figura 6 –	Exemplos de longarinas de madeira	31
Figura 7 –	Exemplos de longarinas metálicas	31
Figura 8 –	Exemplos de nervuras em madeira	32
Figura 9 –	Estrutura básica de uma asa de madeira	33
Figura 10 –	Tipos de ligação da asa na fuselagem	34
Figura 11 –	Vista explodida de uma união entre asa e fuselagem	34
Figura 12 –	Caixa de asa central do Tupolev TU-154M	35
Figura 13 –	Elementos estruturais de um estabilizador vertical	36
Figura 14 –	Componentes básicos de uma empenagem	36
Figura 15 –	Sistema de coordenadas e superfícies de controle primárias convencionais	37
Figura 16 –	Superfícies de controle primárias combinadas ( <i>elevon e ruddervator</i> )	38
Figura 17 –	Superfícies de controle primárias combinadas ( <i>flaperon</i> )	38
Figura 18 –	Superfícies de controle primárias combinadas ( <i>stabilator</i> )	39
Figura 19 –	Estabilizador horizontal móvel e marcas de posição angular	39
Figura 20 –	Estrutura típica de uma superfície de controle	40
Figura 21 –	Dispositivos hipersustentadores ( <i>flapes e slats</i> )	41
Figura 22 –	Tipos de <i>spoilers</i>	42
Figura 23 –	Localização dos compensadores	43
Figura 24 –	Tipos de trem de pouso quanto à disposição das rodas	44
Figura 25 –	Tipos de trem de pouso quanto à sua mobilidade	45
Figura 26 –	Elementos de um trem de pouso principal	46
Figura 27 –	Forças atuantes durante o voo	47
Figura 28 –	Fluxo de ar em torno de um perfil aerodinâmico	49
Figura 29 –	Principais características geométricas de um perfil aerodinâmico	51
Figura 30 –	Ângulo de incidência	52
Figura 31 –	Ângulo de ataque, direções importantes e centro de pressão	52

Figura 32 – Perfil Eppler 423	54
Figura 33 – Curva do coeficiente de sustentação do perfil Eppler 423	55
Figura 34 – Curva do coeficiente de arrasto do perfil Eppler 423	56
Figura 35 – Curva do coeficiente de momento do perfil Eppler 423	56
Figura 36 – Curva da eficiência aerodinâmica do perfil Eppler 423	57
Figura 37 – Forças e momento aerodinâmicos no perfil	58
Figura 38 – Definições básicas de uma asa e outras características	60
Figura 39 – Forma geométrica em planta das asas	60
Figura 40 – Localizações verticais mais comuns das asas	61
Figura 41 – Configurações de diedro mais comuns das asas	62
Figura 42 – Fluxo na direção da envergadura em asas enflechadas	63
Figura 43 – <i>Wing Fences</i> de uma aeronave	64
Figura 44 – Escoamento em torno das pontas de uma asa	67
Figura 45 – Vórtices de ponta de asa	68
Figura 46 – Efeito do <i>downwash</i> no escoamento local na seção de uma asa finita	68
Figura 47 – Efeito do alongamento na curva de sustentação da asa	70
Figura 48 – Variação do fator de arrasto induzido	71
Figura 49 – Progressão do estol em diferentes formas de asa	72
Figura 50 – Geradores de vórtices	73
Figura 51 – <i>Strake</i> montado na nacele do motor	73
Figura 52 – Torção geométrica negativa	74
Figura 53 – Diagrama V-n de manobra	76
Figura 54 – Diagrama V-n de manobra e rajada	79
Figura 55 – Encontro da rajada de vento	79
Figura 56 – Diagrama V-n combinado	81
Figura 57 – Distribuição de sustentação ao longo da envergadura	82
Figura 58 – Carregamento limite médio de manobra sobre superfícies de controle	86
Figura 59 – Distribuição de carga no aileron	87
Figura 60 – Distribuição da carga de balanceamento na empenagem horizontal	88
Figura 61 – Distribuição da carga de manobra na empenagem horizontal (I)	89
Figura 62 – Incremento de carga na empenagem horizontal para manobra	90
Figura 63 – Distribuição da carga de manobra na empenagem horizontal (II)	91
Figura 64 – Carregamento de rajada para cima e para baixo na empenagem horizontal	92

Figura 65 – Carregamento de rajada na empenagem vertical	94
Figura 66 – Cargas de pouso nivelado	96
Figura 67 – Cargas de pouso com a cauda abaixada	97
Figura 68 – Cargas de pouso com componente lateral	97
Figura 69 – Cargas de pouso com rodas freadas	98
Figura 70 – Cargas de pouso suplementares para rodas de nariz	99
Figura 71 – Vistas ortográficas e isométrica e algumas dimensões do modelo geométrico	104
Figura 72 – Modelo geométrico final com elementos estruturais e não estruturais	106
Figura 73 – Suporte do motor e tanque de combustível	107
Figura 74 – Diagrama V-n do HCUAV	111
Figura 75 – Cargas na asa e na empenagem	114
Figura 76 – Carga no trem de pouso principal	115
Figura 77 – Suportes no plano de simetria	116
Figura 78 – Cargas do motor na fixação com a fuselagem	117
Figura 79 – Exemplos de contatos “colados” do modelo	118
Figura 80 – Contato aresta-aresta entre a borda de um componente e a face de outro	119
Figura 81 – Modelo de elementos finitos 01	121
Figura 82 – Modelo de elementos finitos 02	122
Figura 83 – Modelo de elementos finitos 03	123
Figura 84 – Geometria do elemento SHELL181	124
Figura 85 – Modificação na geometria e na estrutura da lança de suporte da empenagem	128
Figura 86 – Deslocamentos da estrutura devido às cargas na asa e na empenagem	129
Figura 87 – Tensões na estrutura devido às cargas na asa e na empenagem	130
Figura 88 – Tensões nas raízes da asa e da lança devido às cargas na asa e na empenagem	130
Figura 89 – Fatores de segurança para carregamentos na asa e na empenagem	131
Figura 90 – Modificação na estrutura do trem de pouso principal	132

Figura 91 – Deslocamentos da estrutura devido à carga no trem de pouso principal	133
Figura 92 – Tensões na estrutura devido à carga no trem de pouso principal	134
Figura 93 – Fatores de segurança para carregamento no trem de pouso principal	134
Figura 94 – Deslocamentos da estrutura devido às cargas do motor	135
Figura 95 – Tensões na estrutura devido às cargas do motor	136
Figura 96 – Fatores de segurança para carregamentos do motor	137

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 –	Fatores de carga limites típicos	75
Tabela 2 –	Fatores de carga de reação do solo típicos	95
Tabela 3 –	Distribuição de espessura pelos componentes estruturais	108
Tabela 4 –	Propriedades dos materiais selecionados	109
Tabela 5 –	Distribuição de massa pelas partes da aeronave	110
Tabela 6 –	Especificações do HCUAV	112
Tabela 7 –	Configuração de <i>hardware</i> do computador utilizado	123
Tabela 8 –	Tempos de execução	123

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AOA	<i>Angle Of Attack</i>
AR	<i>Aspect Ratio</i>
AR <sub>R</sub>	<i>Aspect Ratio for Rectangular wing planform</i>
BWB	<i>Blended Wing Body</i>
CA	Centro Aerodinâmico
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CG	Centro de Gravidade
CP	Centro de Pressão
CS-VLA	<i>Certification Specification for Very Light Aeroplanes</i>
EASA	<i>European Aviation Safety Agency</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAR	<i>Federal Aviation Regulation</i>
GTOW	<i>Gross Takeoff Weight</i>
HALE	<i>High Altitude Long Endurance</i>
HCUAV	<i>Hellenic Civil Unmanned Aerial Vehicle</i>
IS	Instrução Suplementar
MAC	<i>Mean Aerodynamic Chord</i>
MALE	<i>Medium Altitude Long Endurance</i>
MAV	<i>Micro Air Vehicle</i>
MGC	<i>Mean Geometric Chord</i>
MR	<i>Mass Ratio</i>
MUAV	<i>Mini Unmanned Aerial Vehicle</i>
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NAV	<i>Nano Air Vehicle</i>
NLF	<i>Natural Laminar Flow</i>
PSU	<i>Pennsylvania State University</i>
RPM	rotações Por Minuto
SISVANT	Sistema de Veículo Aéreo Não Tripulado
TUAV	<i>Tactical Unmanned Aerial Vehicle</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>

VANT

Veículo Aéreo Não Tripulado

## LISTA DE SÍMBOLOS

$W$	Peso (do inglês, <i>Weight</i> )
$L$	Sustentação na asa (do inglês, <i>Lift</i> )
$\rho$	Densidade do fluido considerado
$A$	Área da seção transversal do escoamento interno
$V$	Velocidade do escoamento
$P$	Pressão estática do fluido
$g$	Aceleração da gravidade
$h$	Cota vertical do fluido
$c$	Comprimento da corda de um perfil aerodinâmico
$zOx$	Plano definido pelas direções vertical e longitudinal da aeronave
$c_l$	Coefficiente de sustentação do perfil (do inglês, <i>lift coefficient</i> )
$c_d$	Coefficiente de arrasto do perfil (do inglês, <i>drag coefficient</i> )
$c_m$	Coefficiente de momento do perfil (do inglês, <i>moment coefficient</i> )
$Re$	Número de Reynolds
$\mu$	Viscosidade do fluido
$c_{l_{máx}}$	Coefficiente de sustentação máximo do perfil
$a_0$	Inclinação da região linear da curva de sustentação do perfil
$\alpha$	Ângulo de ataque
$\alpha_{c_l=0}$	Ângulo de ataque para sustentação nula
$m_0$	Inclinação da região linear da curva de momento do perfil
$x_{ca}$	Distância entre o centro aerodinâmico e o ponto a 1/4 da corda
$l$	Sustentação no perfil aerodinâmico (do inglês, <i>lift</i> )
$d$	Arrasto no perfil aerodinâmico (do inglês, <i>drag</i> )
$m_{c/4}$	Momento de arfagem a 1/4 da corda do perfil aerodinâmico
$b$	Envergadura da asa
$S$	Área em planta da asa
$xOy$	Plano definido pelas direções longitudinal e lateral da aeronave
$c_r$	Comprimento da corda na raiz da asa (do inglês, <i>tip chord</i> )
$c_t$	Comprimento da corda na ponta da asa (do inglês, <i>root chord</i> )
$D$	Arrasto na asa (do inglês, <i>Drag</i> )
$\Lambda$	Ângulo de enflechamento genérico

$\Lambda_{LE}$	Ângulo de enflechamento – bordo de ataque ( <i>Leading Edge</i> )
$\Lambda_{c/4}$	Ângulo de enflechamento – linha de cordas c/4
$\bar{c}$	Comprimento da corda média aerodinâmica
$\lambda$	Relação de afilamento
$C_L$	Coeficiente de sustentação da asa
$C_D$	Coeficiente de arrasto da asa
$C_M$	Coeficiente de momento da asa
$M_{CA}$	Momento de arfagem no centro aerodinâmico da asa
$\vec{w}$	Velocidade induzida para baixo no escoamento
$\vec{V}_\infty$	Velocidade do vento relativo
$\alpha_i$	Ângulo de ataque induzido
$\alpha_{ef}$	Ângulo de ataque efetivo
$D_i$	Arrasto induzido na asa
$C_{Lmáx}$	Coeficiente de sustentação máximo da asa
$a$	Inclinação da região linear da curva de sustentação da asa
$a_{baixo\_AR}$	Inclinação da curva de sustentação – baixo alongamento
$a_{elev\_AR}$	Inclinação da curva de sustentação – elevado alongamento
$e$	Eficiência de envergadura
$\delta$	Fator de arrasto induzido
$\vec{u}$	Velocidade do ar na direção da corda de uma asa enflechada
$\Phi_G$	Ângulo de torção geométrica negativa
$n$	Fator de carga
$n_{lim}$	Fator de carga limite
$q$	Pressão dinâmica do fluido
$V^*$	Velocidade de voo de manobra
$V_{ESTOL}$	Velocidade de voo de estol
$U$	Velocidade da rajada de vento
$\Delta\alpha$	Varição no ângulo de ataque devido à rajada
$\Delta n$	Varição no fator de carga devido à rajada
$K$	Fator de alívio de rajada
$U_{de}$	Velocidade de rajada equivalente derivada
$V_g$	Velocidade de voo máxima em turbulência
$\Gamma$	Circulação

$\rho_{\infty}$	Densidade do ar no escoamento externo
$L(y)_E$	Distribuição de sustentação elíptica
$L(y)_T$	Distribuição de sustentação trapezoidal
$L(y)_{TS}$	Distribuição de sustentação trapezoidal aproximada por Shrenk
$\bar{w}$	Carga média sobre uma superfície de controle
$M$	Massa da aeronave
$K_{\bar{w}}$	Parâmetro para cálculo da carga média na superfície de controle
$P$	Carga concentrada na articulação do profundor
$(F_{Zt})_B$	Força de balanceamento atuante na empenagem horizontal
$S_{ht}$	Área em planta da empenagem horizontal
$T$	Incremento de carga no profundor devido às manobras
$n_{vi}$	Fator de carga de inércia vertical
$n_{gr}$	Fator de carga de reação do solo (do inglês, <i>ground reaction</i> )
$V_f$	Força vertical no trem de pouso de nariz
$D_f$	Força para trás no trem de pouso de nariz
$F_f$	Força para frente no trem de pouso de nariz
$S_f$	Força para o lado no trem de pouso de nariz
$n_{\acute{u}lt}$	Fator de carga último
$\sigma_e$	Tensão equivalente de von Mises
$S_{limite}$	Tensão limite admissível
$S_u$	Limite de resistência à tração
$F_S$	Fator de segurança

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>21</b>
<b>2</b>	<b>OBJETIVOS</b>	<b>23</b>
2.1	OBJETIVOS GERAL E ESPECÍFICOS	23
<b>3</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>24</b>
3.1	VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS	24
<b>3.1.1</b>	<b>Definição</b>	<b>24</b>
<b>3.1.2</b>	<b>Classificação</b>	<b>25</b>
3.2	ESTRUTURAS DE AERONAVES	26
<b>3.2.1</b>	<b>Fuselagem</b>	<b>27</b>
<b>3.2.2</b>	<b>Asas</b>	<b>30</b>
<b>3.2.3</b>	<b>Estabilizadores</b>	<b>35</b>
<b>3.2.4</b>	<b>Superfícies de controle</b>	<b>36</b>
3.2.4.1	Superfícies primárias	37
3.2.4.2	Superfícies secundárias ou auxiliares	40
<b>3.2.5</b>	<b>Trem de pouso</b>	<b>43</b>
3.3	FUNDAMENTOS DE AERODINÂMICA	46
<b>3.3.1</b>	<b>A física da força de sustentação</b>	<b>48</b>
<b>3.3.2</b>	<b>Perfil aerodinâmico</b>	<b>50</b>
3.3.2.1	Características geométricas do perfil	50
3.3.2.2	Características aerodinâmicas do perfil	53
<b>3.3.3</b>	<b>Asa de envergadura finita</b>	<b>58</b>
3.3.3.1	Características geométricas da asa	59
3.3.3.2	Características aerodinâmicas da asa	65
3.4	DETERMINAÇÃO DE CARGAS	74
<b>3.4.1</b>	<b>Diagrama V-n</b>	<b>74</b>
<b>3.4.2</b>	<b>Modelos analíticos</b>	<b>81</b>
3.4.2.1	Sustentação nas asas	82
3.4.2.2	Arrasto nas asas	84
<b>3.4.3</b>	<b>Normas de projeto</b>	<b>85</b>
3.4.3.1	Cargas nos ailerons	85
3.4.3.2	Cargas na empenagem horizontal	87
3.4.3.2.1	<i>Balanceamento</i>	87

3.4.3.2.2	<i>Manobra</i>	88
3.4.3.2.3	<i>Rajada</i>	91
3.4.3.3	Cargas na empenagem vertical	92
3.4.3.3.1	<i>Manobra</i>	92
3.4.3.3.2	<i>Rajada</i>	93
3.4.3.4	Cargas combinadas nas superfícies da empenagem	94
3.4.3.5	Cargas adicionais nas empenagens em “V”	94
3.4.3.6	Cargas no trem de pouso	95
3.4.3.6.1	<i>Pouso nivelado</i>	95
3.4.3.6.2	<i>Pouso com cauda abaixada</i>	96
3.4.3.6.3	<i>Pouso com cargas laterais</i>	97
3.4.3.6.4	<i>Pouso com rodas freadas</i>	97
3.4.3.6.5	<i>Condições suplementares para a roda de nariz</i>	98
3.4.3.7	Cargas no suporte do motor	99
<b>4</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>101</b>
4.1	COLETA DE DADOS	101
4.2	DESENVOLVIMENTO DE MODELOS	102
<b>4.2.1</b>	<b>Modelo geométrico</b>	<b>102</b>
<b>4.2.2</b>	<b>Materiais</b>	<b>108</b>
<b>4.2.3</b>	<b>Condições de contorno: carregamentos e suportes</b>	<b>110</b>
<b>4.2.4</b>	<b>Contatos</b>	<b>117</b>
4.3	CRITÉRIO DE FALHA	119
4.4	ANÁLISE COMPUTACIONAL	120
<b>4.4.1</b>	<b>Modelo de elementos finitos</b>	<b>120</b>
<b>4.4.2</b>	<b>Tipo de elemento adotado</b>	<b>124</b>
4.5	ATIVIDADES NÃO INCLUÍDAS NESTE TRABALHO	125
<b>5</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÃO</b>	<b>127</b>
5.1	ASA E EMPENAGEM	127
5.2	TREM DE POUSO PRINCIPAL	131
5.3	SUPORTE DO MOTOR	135
<b>6</b>	<b>CONCLUSÃO</b>	<b>138</b>
<b>7</b>	<b>TRABALHOS FUTUROS</b>	<b>140</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b>	<b>141</b>

## 1 INTRODUÇÃO

Os veículos aéreos não tripulados (VANTs) apresentam diversas vantagens, especialmente pelo fato da sua operação não necessitar da presença de uma ou mais pessoas a bordo, possibilitando a redução de custos, o trabalho sob condições de maior perigo e o aumento da autonomia de voo e/ou da carga útil transportada (PANAGIOTOU *et al.*, 2018).

Além disso, o campo de aplicação desse tipo de veículo aéreo é enorme, abrangendo tanto funções civis quanto militares. Conforme pode-se constatar em Austin (2010), algumas das atividades em que o emprego dos VANTs possui maior notoriedade são as de inspeção de linhas de potência elétrica, aerofotogrametria, videomonitoramento, segurança de bases militares navais e aéreas, combate a incêndio, irrigação e controle de pragas na agricultura e, mais recentemente, entrega de pedidos (*delivery*).

Portanto, com a crescente busca por soluções que reduzam o custo de operações e os riscos humanos e materiais envolvidos, amplia-se a necessidade de utilizar ferramentas computacionais no desenvolvimento de VANTs que desempenhem uma atividade específica com uma confiabilidade aceitável, sendo empregada, além de diversas outras ferramentas, a simulação estrutural estática.

Considerando a relevância para o progresso tecnológico das áreas de aplicabilidade dos VANTs, em conjunto com os benefícios trazidos pelo aprimoramento de recursos computacionais aliados ao processo de desenvolvimento de produtos e, mais especificamente, ao projeto de engenharia mecânica, este trabalho concentra esforços em abordar o uso da simulação computacional com o intuito de auxiliar a realização da análise estrutural estática de veículos aéreos não tripulados de média altitude e elevada autonomia.

Assim sendo, esse trabalho procura elucidar o uso das ferramentas computacionais com a finalidade já mencionada, descrevendo os procedimentos e as técnicas envolvidas nessa atividade, bem como avaliando algumas possibilidades de abordagem de um problema físico através do ambiente virtual.

Logo, almeja-se utilizar a simulação computacional de forma a obter resultados que aproximem as solicitações de carga mecânica na estrutura de um VANT de média altitude e elevada autonomia para a configuração geométrica dada e nas condições de carregamento crítico especificadas em norma.

Tendo em vista que a simulação computacional pressupõe a existência de um modelo computacional da geometria a ser analisada, a criação deste foi considerada o ponto de partida para os estudos que se sucederam. Então, as condições de carregamento que deviam ser suportadas pela estrutura devido a sua interação com o meio precisaram ser determinadas. Depois, esperou-se que essas condições fossem aplicadas de forma criteriosamente plausível como condições de contorno. E, finalmente, objetivou-se analisar os resultados para as diversas condições críticas e avaliar se eles atenderam a um determinado critério de falha.

Uma vez que existem inevitáveis perdas de informação quando se tenta representar a natureza por meio de modelos, considerou-se a hipótese de que era necessário modelar todos os componentes estruturais do VANT e os componentes instalados nele na tentativa de minimizar aquelas perdas. Uma outra hipótese considerada foi a de que as cargas aplicadas sobre a estrutura da aeronave podiam ser determinadas fazendo uso de perfis estáticos de carregamento, visto que o desempenho computacional demandado por uma análise dinâmica é, geralmente, bastante elevado.

Esse trabalho trata-se de uma pesquisa classificada como aplicada, quanto à finalidade; descritiva, quanto aos objetivos; qualitativa e quantitativa, quanto à sua abordagem; e de simulação, quanto aos procedimentos. O método científico utilizado foi o hipotético-dedutivo.

Por fim, com a realização desta pesquisa esperou-se verificar a aplicabilidade do procedimento para realização da análise estrutural por meio de simulação computacional no projeto de veículos aéreos não tripulados, assim como identificar oportunidades de melhoria no comportamento mecânico do veículo estudado a partir da redução de deslocamentos e tensões em elementos considerados críticos.

## 2 OBJETIVOS

### 2.1 OBJETIVOS GERAL E ESPECÍFICOS

O presente trabalho foi desenvolvido objetivando usar a simulação computacional para obter resultados que aproximem as solicitações de carga mecânica na estrutura de VANTs de média altitude e elevada autonomia para a configuração geométrica dada e nas condições de carregamento crítico especificadas em norma. Para tanto foram estabelecidos como objetivos específicos:

- a) reunir, didaticamente, conhecimentos de arquitetura aeronáutica e distribuição de carga na estrutura com base em normas e modelos analíticos justificados pelos fundamentos aerodinâmicos;
- b) modelar o veículo aéreo não tripulado a ser analisado;
- c) compreender como a estrutura interage com o meio à sua volta e como a geometria dela afeta tal interação;
- d) determinar os esforços que a estrutura deve suportar de acordo com as normas de projeto aplicáveis;
- e) analisar os resultados para as diversas condições de carregamento e julgar a conformidade da estrutura segundo um critério de falha.

### 3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Nesta seção, realizou-se uma pesquisa bibliográfica visando esclarecer os tipos de veículos aéreos não tripulados, bem como suas classificações e respectivas áreas de aplicação. Uma vez que as simulações tiveram como foco o comportamento estrutural do VANT, com o trabalho buscou-se conhecer também todos os componentes estruturais desse tipo de veículo. Estudar a natureza dos esforços atuantes nas várias partes da aeronave e como esses esforços são determinados foi um outro objetivo desta pesquisa, além de realizar uma avaliação de conformidade estrutural a partir dos resultados obtidos.

#### 3.1 VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS

##### 3.1.1 Definição

De acordo com a Instrução Suplementar – IS Nº 21-002 Revisão A, da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC, 2010), um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) é definido como uma aeronave desenvolvida para trabalhar sem piloto a bordo e que não seja empregada apenas para fins de entretenimento.

Conforme orienta Austin (2010), um VANT, ou UAV, do inglês *Unmanned Aerial Vehicle*, não deve ser confundido com modelos de aeronaves controladas por rádio, que são unicamente utilizadas em atividades esportivas e precisam permanecer à vista do seu operador, o qual se limita a fornecer os comandos de movimentação espacial da aeronave. Outro equívoco que deve ser evitado é usar a palavra drone como sinônimo de VANT, haja vista que, embora um drone seja capaz de voar fora do campo de visão do seu operador, ele não possui inteligência alguma, isto é, apenas desempenha uma missão pré-programada e não se comunica com seu operador até retornar à base.

O VANT é uma parte importante de um complexo Sistema de Veículo Aéreo Não Tripulado (SISVANT). Esse sistema é composto por diversos subsistemas, os quais incluem a estação de controle, a carga útil, os subsistemas de navegação, equipamentos de lançamento e recuperação (quando necessários), subsistemas de comunicação e interface, subsistemas de suporte e manutenção, o transporte da aeronave e, é claro, a própria aeronave. Um SISVANT, por sua vez, pode ser

considerado como parte do meio aéreo local ou global no qual os sistemas baseados em aeronaves tripuladas também dividem espaço (ANAC, 2010; AUSTIN, 2010).

### 3.1.2 Classificação

Atualmente, os termos mais comumente utilizados para categorizar os veículos aéreos não tripulados levam em consideração a capacidade dessas aeronaves desempenharem serviços em determinada faixa de altitude e durante um certo intervalo de tempo sem parada para realização de qualquer interferência direta por seu operador ou outrem, ou seja, a autonomia de voo. Além dessas características, alguns termos são relacionados ao alcance, que trata do quão distante uma aeronave pode voar a partir dos pontos de decolagem e pouso e não deve ser confundido com a autonomia. Outros termos ainda dizem respeito às dimensões físicas do VANT, como massa e envergadura.

De fato, as classes de VANTs não possuem os limites bem definidos, fornecendo, portanto, uma ideia aproximada do que se espera de uma aeronave inserida na respectiva categoria. Além disso, elas estão constantemente sujeitas a modificações oriundas tanto de avanços tecnológicos na área quanto da forma como, por exemplo, uma instituição do setor arbitra suas definições. A seguir, as classificações estão listadas e resumidamente explicadas em concordância com Austin (2010). Vale ressaltar que se trata de termos técnicos amplamente difundidos na língua inglesa e se faz necessário empregar uma tradução interpretativa para não comprometer o entendimento:

- a) *HALE – High Altitude Long Endurance*: nessa categoria estão os VANTs de alta altitude (acima de 15.000 m) e elevada autonomia (mais de 24 h), comumente empregados no monitoramento de áreas transcontinentais;
- b) *MALE – Medium Altitude Long Endurance*: aqui estão os VANTs de média altitude (entre 5.000 e 15.000 m) e elevada autonomia, com alcance em torno de 500 km;
- c) *TUAV – Medium Range ou Tactical UAV*: os VANTs dessa classe possuem um alcance na faixa de 100 a 300 km e são um pouco menores que as aeronaves das classes anteriores;

- d) *Close-Range UAV*: com alcance de até cerca de 100 km, os VANTs dessa classificação constituem um grupo com atividades mais diversificadas, tanto militares como civis;
- e) *MUAV – Mini UAV*: os miniVANTs possuem massa total de até 20 kg, podem ser lançados manualmente e podem operar num alcance de até 30 km;
- f) *MAV – Micro Air Vehicle*: com envergadura de até 150 mm, os microVANTs são apropriados para uso em ambientes urbanos, especialmente quando as habilidades de voar lentamente e até pairar são exigidas;
- g) *NAV – Nano Air Vehicle*: nessa categoria estão inclusas as aeronaves cujas dimensões não ultrapassam 10 mm, normalmente os nanoVANTs são utilizados em grupos que, em virtude do tamanho de cada veículo e da quantidade de unidades, lembram um enxame.

### 3.2 ESTRUTURAS DE AERONAVES

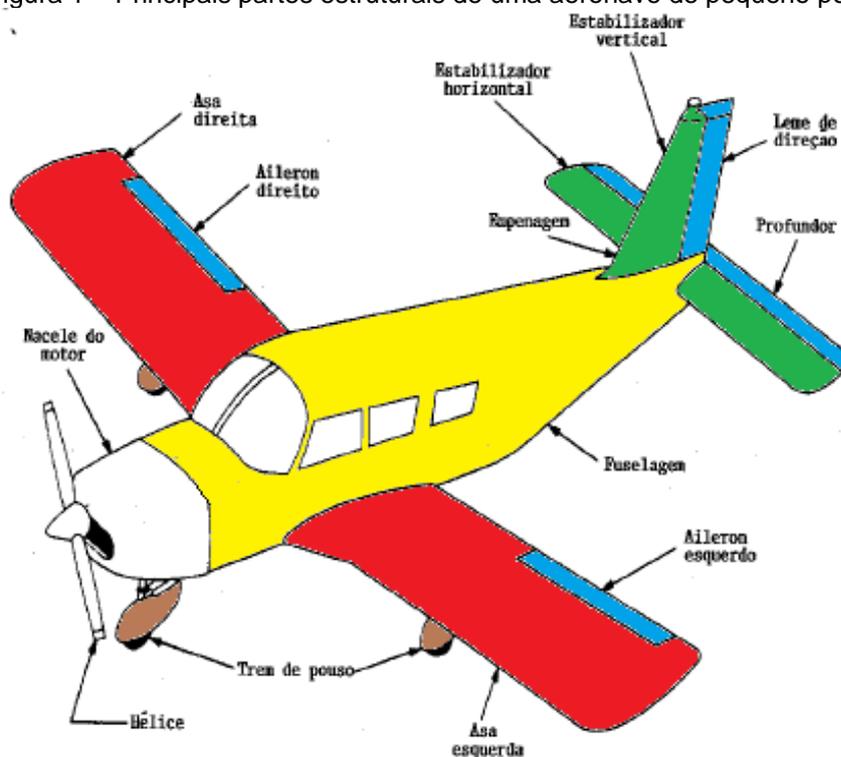
De maneira geral, o objetivo de uma aeronave é colocar em suspensão uma carga útil. Essa carga está diretamente relacionada com a aplicação que deu origem ao projeto da aeronave, sendo assim, ela pode ser uma carga de pessoas, bagagens, mercadorias, bens ou uma combinação de todas essas. Como os VANTs possuem aplicações bem particulares, é comum que a carga útil dessas aeronaves também seja específica, como câmeras, radares, mercadorias, aspersores, computadores e munição. Mesmo com toda essa variedade, fica preservado o objetivo acima mencionado.

É bastante intuitivo pensar que a ação de erguer uma carga produz esforços na estrutura utilizada em tal atividade em virtude do peso da carga. Porém, associado ao esforço dessa natureza, quando a força empregada para sustentar o peso tem origem aerodinâmica, é importante considerar que outros esforços oriundos da própria produção dessa força também solicitarão mecanicamente a estrutura. Esses esforços adicionais possuem estreita relação com os princípios aerodinâmicos envolvidos no funcionamento da aeronave.

Assim sendo, a estrutura precisa estar bem projetada para suportar os esforços mecânicos ao mesmo tempo que contribui o mínimo possível para o peso total da aeronave, e como a arquitetura de asa fixa é a mais encontrada em veículos

aéreos não tripulados de média altitude e elevada autonomia, é importante destacar que nela a estrutura é composta por cinco partes principais: a fuselagem, as asas, os estabilizadores, as superfícies de controle e o trem de pouso; como é possível observar na Figura 1.

Figura 1 – Principais partes estruturais de uma aeronave de pequeno porte

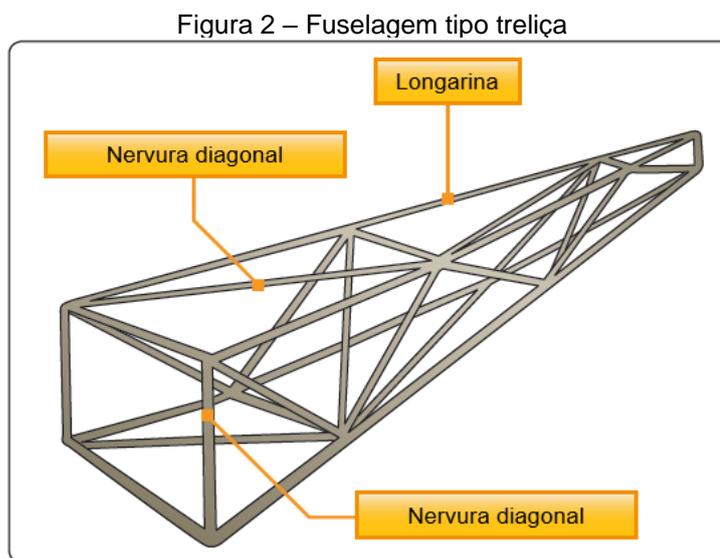


Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014b, p. 67).

### 3.2.1 Fuselagem

A fuselagem possui duas funções principais: conectar os demais componentes e fornecer espaço para abrigar a carga útil. Em geral a fuselagem tem sua geometria desenhada exclusivamente pensando na otimização do espaço interior e na redução da força aerodinâmica de arrasto, ficando as asas com a incumbência de produzir toda a força aerodinâmica de sustentação. Entretanto, desde os anos 1920 iniciaram-se os estudos sobre uma aeronave que aproveitasse a geometria da fuselagem para também gerar sustentação, esse conceito ficou conhecido como *Blended Wing Body - BWB* e na década de 90 a NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) e a *Boeing* cooperaram no estudo das características de voo desse conceito, resultando no desenvolvimento das aeronaves não tripuladas *Boeing X-48*.

A construção da fuselagem pode apresentar-se de três formas: treliça, monocoque e semi-monocoque. Na configuração em treliça o tubo é o elemento estrutural básico, ele pode ser unido aos demais tubos por solda, rebites ou parafusos. A depender da sua posição na treliça, um tubo pode ser chamado de longarina, nervura vertical ou nervura diagonal, como mostra a Figura 2. Telas, por sua vez, são utilizadas para revestir externamente a estrutura treliçada.

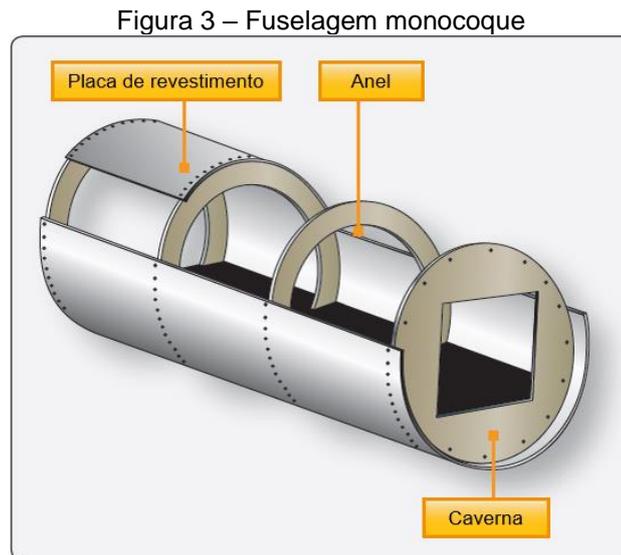


Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 1, p. 9).

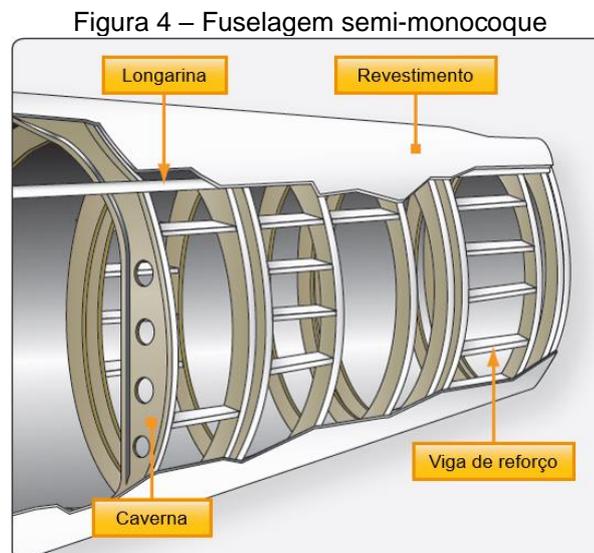
A fuselagem monocoque é composta por anéis e cavernas dispostas transversalmente ao eixo longitudinal da fuselagem, que buscam conferir forma a esta, e por placas de revestimento que conferem resistência estrutural e fixam o espaçamento entre os anéis, como é possível observar na Figura 3. Como uma contrapartida, a divisão das placas em larguras correspondentes à distância entre anéis contribui para que não ocorra a flambagem daquelas.

Por fim, a estrutura semi-monocoque combina características das duas configurações anteriores. De maior complexidade, ela é constituída por membros longitudinais, membros verticais, uniões e revestimento. Os membros longitudinais compreendem longarinas e vigas de reforço, sendo estas últimas em maior quantidade, porém mais leves; a função básica desses membros é a de resistir aos esforços normais de flexão, mas as vigas também ajudam a dar forma e fixar o revestimento da fuselagem. Os membros verticais são conhecidos por anéis e cavernas, em geral estas últimas, mais robustas que os primeiros, dividem a fuselagem longitudinalmente em seções, e dentro de cada seção há um grupo de

anéis; sua função é a de restringir o deslocamento das longarinas e servir de base para fixação do revestimento. O revestimento de placas cumpre papel estrutural de resistir aos esforços cisalhantes e papel aerodinâmico de compor uma superfície lisa, enquanto as uniões entre todos esses elementos já mencionados podem ser formadas por placas de reforço, rebites, parafusos e porcas ou parafusos de rosca soberba para metais. A Figura 4 apresenta alguns elementos básicos desse tipo de construção.



Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 1, p. 9).

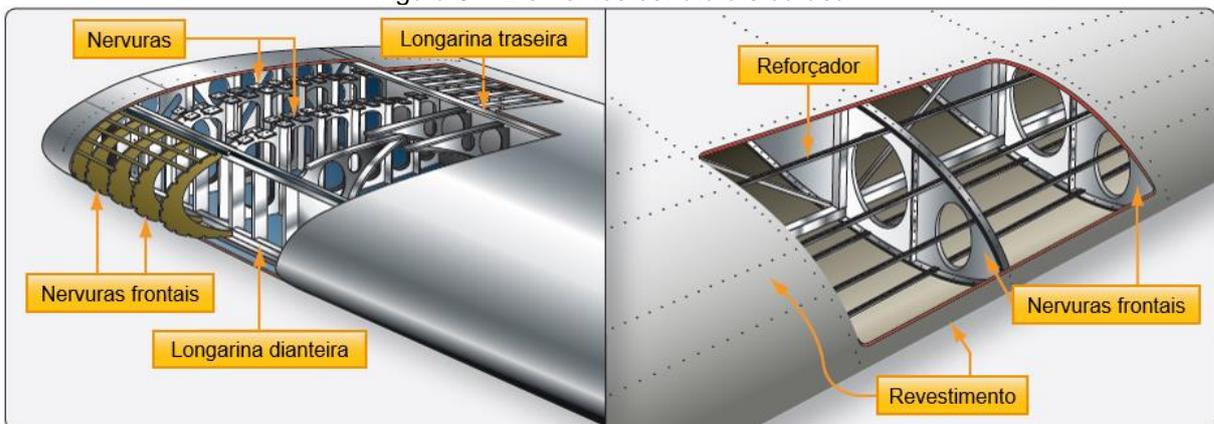


Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 1, p. 9).

### 3.2.2 Asas

Os principais elementos estruturais das asas são as longarinas, as nervuras e o revestimento, conforme pode-se ver na Figura 5. Como as asas são projetadas quase que exclusivamente para produzir a força de sustentação, ou seja, a força que se opõe ao peso total da aeronave, vale ressaltar que a sua transmissão passa por todos aqueles componentes até chegar na fuselagem. A força de sustentação, do inglês *Lift*, é gerada de forma distribuída ao longo de toda a superfície da asa, portanto, trata-se de uma distribuição de pressão que atua no revestimento da asa. Assim, o revestimento transmite o carregamento para as nervuras e estas, por sua vez, transmitem os esforços para as longarinas. As longarinas, por fim, recebem os esforços das nervuras como uma viga e os aplica na estrutura da fuselagem, onde aquelas estão engastadas, para equilibrar o peso total da fuselagem.

Figura 5 – Elementos estruturais da asa

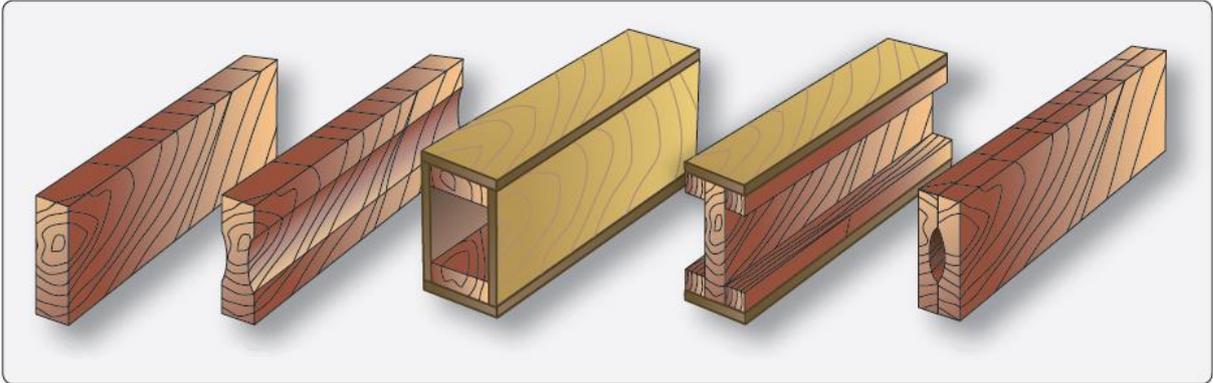


Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 1, p. 13).

Dependendo da aplicação da aeronave, as longarinas podem ser fabricadas em madeira ou metal, sendo as ligas de alumínio extrudado um bom exemplar da segunda opção. Quanto à geometria da sua seção transversal, as opções são diversas e sua escolha precisa ser norteada seguindo o conhecimento da resistência dos materiais, a complexidade da fabricação e da montagem, bem como o peso e a junção com as nervuras. As Figuras 6 e 7 mostram alguns exemplos de longarinas em madeira e em metal, respectivamente. Uma solução construtiva que tem se mostrado bastante eficiente é a composição de diferentes membros para formar a longarina, de modo que mais material fica situado nas regiões em que maiores

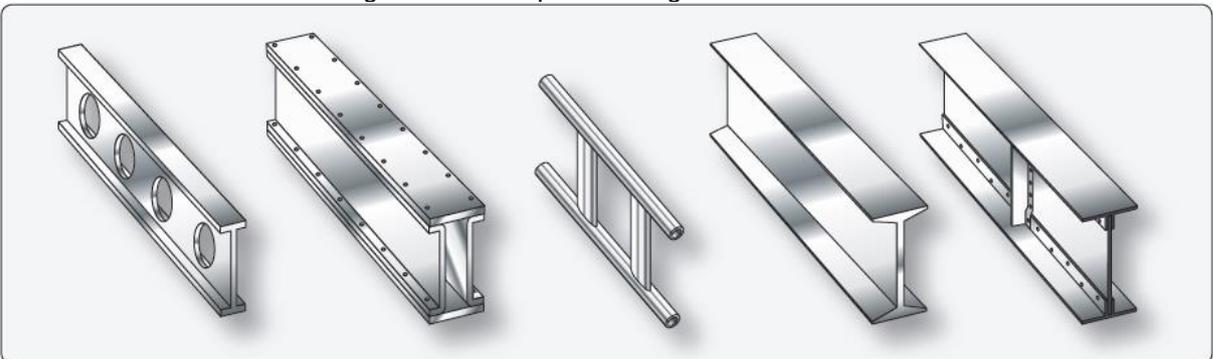
tensões normais estarão atuando devido ao momento fletor, enquanto a união dessas regiões é feita por meio de treliça ou por placas de amarração. No perfil I é comum essas duas partes serem chamadas de aba e alma, respectivamente.

Figura 6 – Exemplos de longarinas de madeira



Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 1, p. 14).

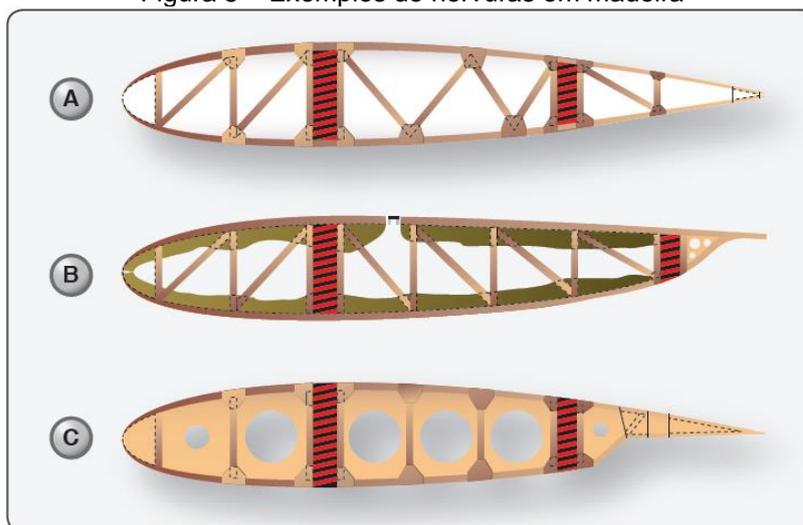
Figura 7 – Exemplos de longarinas metálicas



Fonte: FAA (2018a, cap. 1, p. 14).

As nervuras são os elementos que conferem a forma do perfil aerodinâmico à asa, elas também são usadas nas superfícies estabilizadoras e nas superfícies de controle como será mostrado mais adiante. Sua confecção pode ser em madeira ou metal, porém apenas as nervuras deste segundo material devem ser empregadas em conjunto com longarinas metálicas. Normalmente elas são compostas por uma cobertura que delimita a forma do perfil escolhido e uma estrutura para resistir às solicitações mecânicas e transmitir as forças às longarinas. Essa estrutura tipicamente é elaborada com pequenas barras unidas em treliça por cantoneiras individuais (Figura 8A) ou contínuas (Figura 8B) ou, ainda, com paredes vazadas e enrijecedores (Figura 8C).

Figura 8 – Exemplos de nervuras em madeira



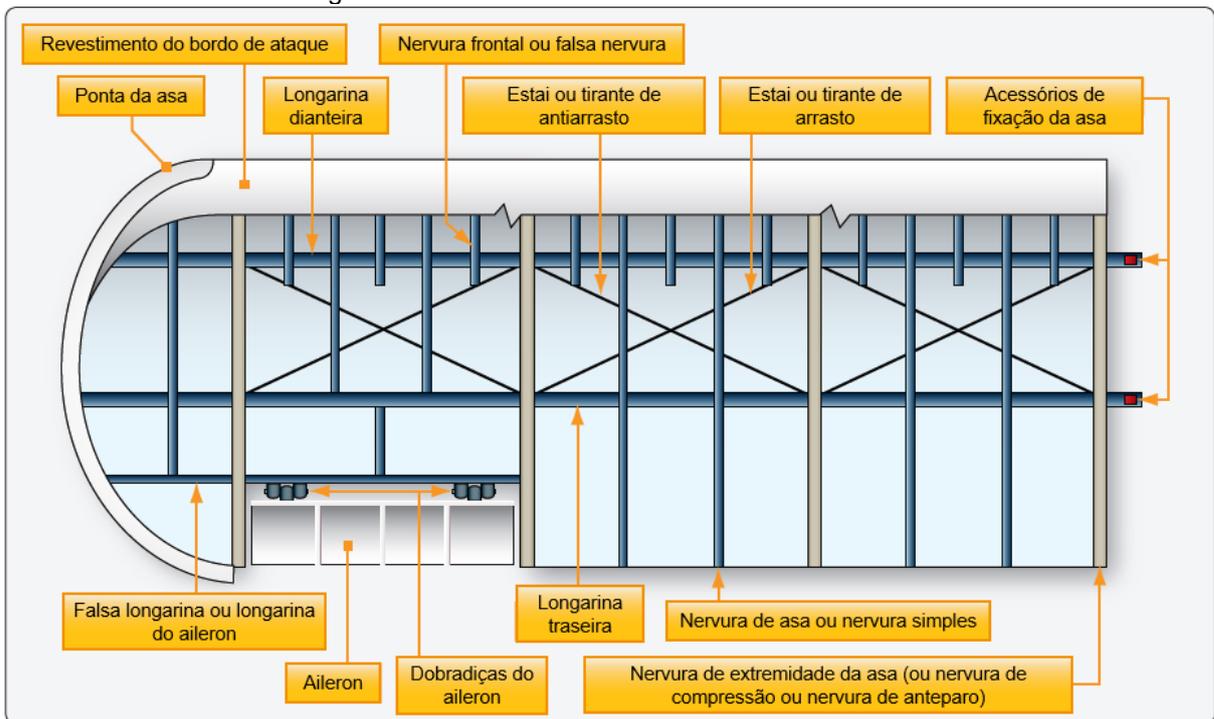
Fonte: FAA (2018a, cap. 1, p. 16).

Enquanto as longarinas cumprem o importantíssimo papel de resistir aos esforços de flexão produzidos pela força de sustentação, pela força de arrasto nas asas e pela força de propulsão de motores que, porventura, venham a ser fixados nas asas, o seu revestimento atua na resistência aos esforços cortantes causados por aquelas mesmas forças. Aqui não se pode deixar de mencionar, também, a significativa contribuição das nervuras e de vigas de reforço que atuam na delimitação das dimensões do revestimento nas direções longitudinal e transversal à asa respectivamente. Em outras palavras, o revestimento é subdividido em placas cujas dimensões são menores que as dimensões críticas para a flambagem em cada uma das direções citadas. Especialmente nas asas, a flambagem das placas deve ser garantidamente evitada em virtude da alteração na distribuição de pressão em torno do referido componente que esse fenômeno viria a provocar.

De acordo com Rodrigues (2014b, p. 75), é comum a existência de duas longarinas nas asas, uma bem próxima ao bordo de ataque e outra distando deste bordo cerca de  $2/3$  do comprimento da corda em cada seção transversal da asa, já que a asa pode apresentar comprimento de corda variável ao longo da sua envergadura. Além disso, como mostra a Figura 9, pode haver outras falsas longarinas nos pontos de fixação das superfícies de controle tendo em vista que tanto a força de atuação dessas superfícies quanto a força que elas receberão do ar solicitarão a estrutura de maneira localizada nos referidos pontos. Algumas falsas nervuras (Figura 9) ainda podem ser utilizadas para compor a estrutura do bordo de

ataque, uma vez que nessa região atuam pressões mais fortes, bem como o próprio ponto de estagnação.

Figura 9 – Estrutura básica de uma asa de madeira

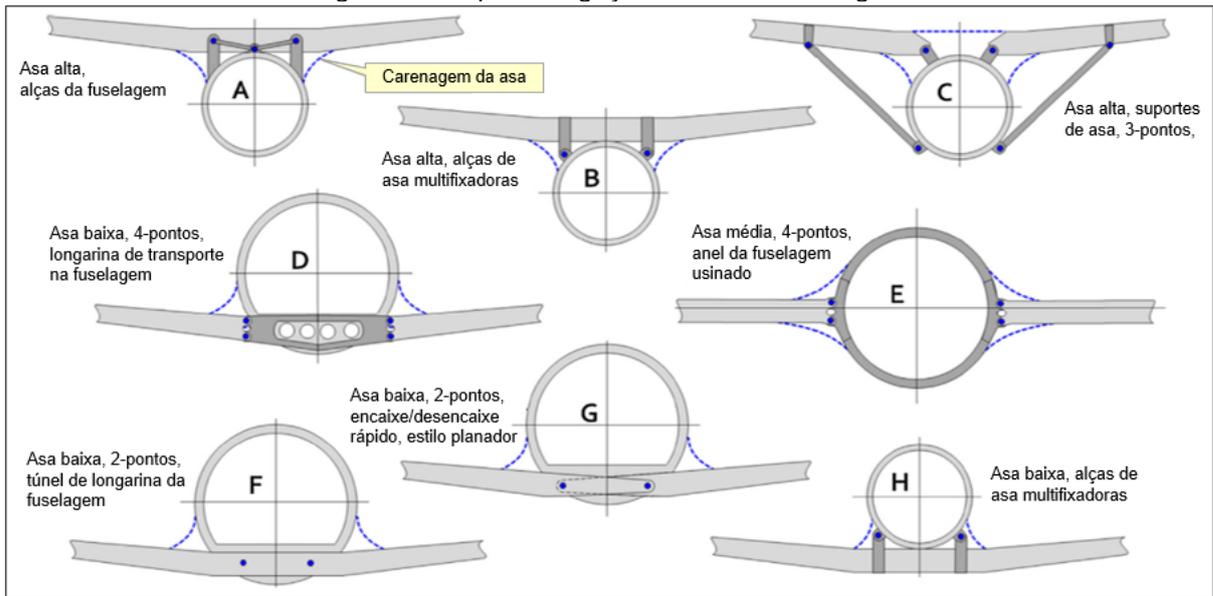


Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 1, p. 16).

Dependendo da geometria da seção transversal das longarinas, estais de arrasto e de antiarrasto (Figura 9) podem ser adicionados com o intuito de aumentar a resistência da asa aos esforços atuantes no plano que contém as cordas dos seus perfis que, como o próprio nome revela, são exemplificados pela força de arrasto e, não muito evidentemente, pela força de propulsão quando motores são fixados às asas (RODRIGUES, 2014b, p. 77).

Sabendo que praticamente toda a força de sustentação é exercida sobre as asas enquanto a maior parte do peso concentra-se no interior da fuselagem, é importante que a fixação entre essas duas estruturas possua uma elevada confiabilidade. Portanto, a ligação entre asa e fuselagem por meio de alças e pinos é amplamente empregada, apesar de que se pode lançar mão de uniões aparafusadas, placas emendadas ou da combinação dessas duas possibilidades. As possíveis configurações são diversas, como pode-se ver na Figura 10.

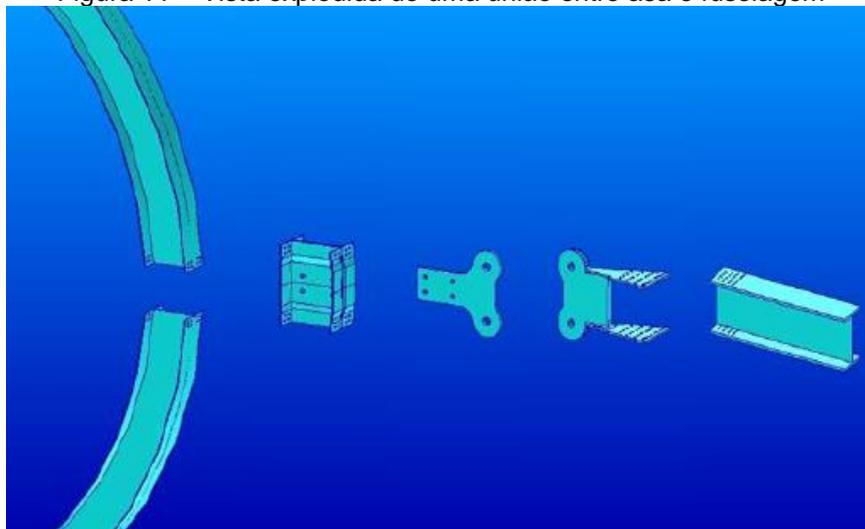
Figura 10 – Tipos de ligação da asa na fuselagem



Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2013, p. 124).

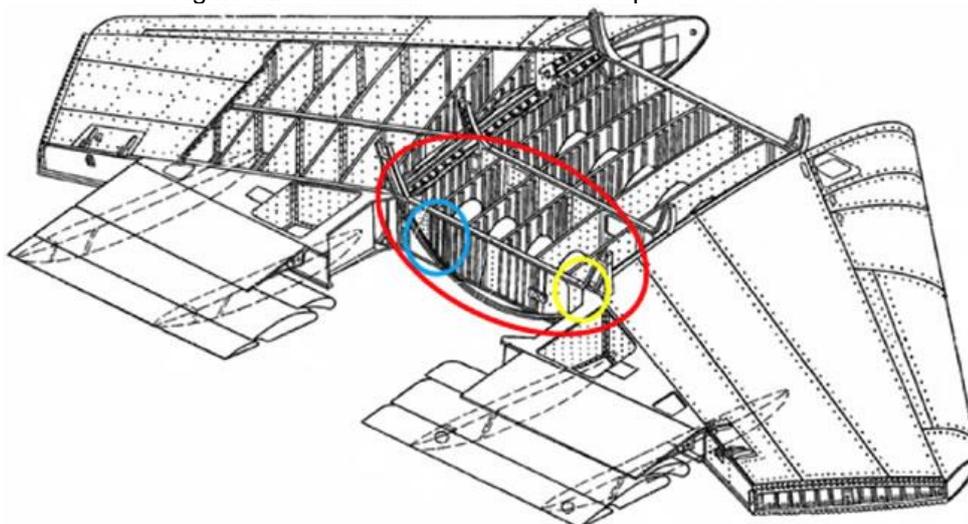
Em aeronaves de asa média, por exemplo, é comum que a junção se dê diretamente entre a raiz da longarina da asa e uma caverna ou anel reforçado da fuselagem (Figura 11), contudo, em aeronaves de grande porte de asa baixa ou alta, uma estrutura de transição chamada “caixa de asa” (Figura 12) tem sido bastante adotada com a proposta de distribuir os esforços para mais membros estruturais e reduzir o arrasto de interferência decorrente da interação entre os escoamentos de ar ao redor da asa e da fuselagem.

Figura 11 – Vista explodida de uma união entre asa e fuselagem



Fonte: Wajeed e Reddy (2015, p. 518).

Figura 12 – Caixa de asa central do Tupolev TU-154M



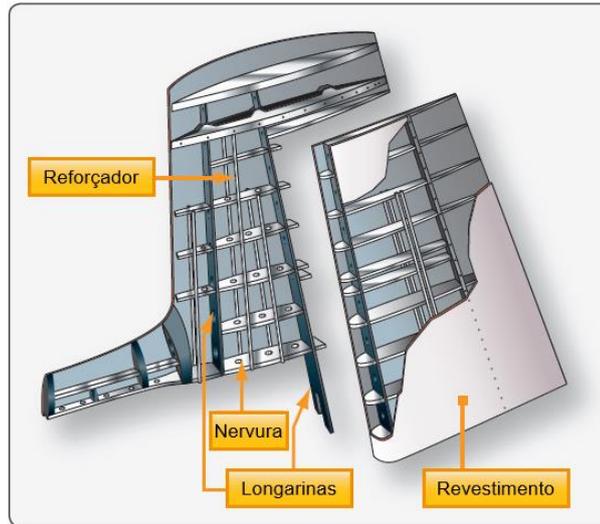
Fonte: Committee for Investigation of State Aviation Accidents (KBWLLP) (2011, p. 43).

### 3.2.3 Estabilizadores

Os elementos estruturais dos estabilizadores, tanto vertical como horizontal, resistem às tensões da mesma forma que uma asa o faz. De maneira idêntica acontece, também, a transferência de força do revestimento para a fuselagem onde tais estruturas estão acopladas. Logo, ambos os estabilizadores possuem longarinas, nervuras, reforçadores e placas finas na sua composição, como mostra a Figura 13. Apesar dessas semelhanças, uma diferença relevante está na geometria do perfil aerodinâmico usado na construção de tais estruturas. Em virtude de considerações sobre a estabilidade longitudinal (em torno do eixo “y”) e direcional (em torno do eixo “z”), durante o voo os estabilizadores precisam produzir força ora num sentido ora noutro sentido ortogonais ao plano que contém as cordas dos seus perfis, por isso tais superfícies possuem, em geral, perfis simétricos.

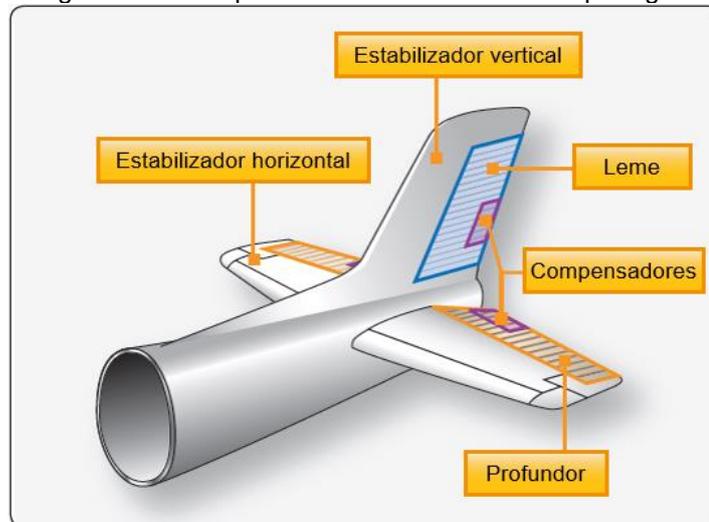
Os estabilizadores, ou superfícies aerodinâmicas fixas, juntamente com as superfícies de controle, ou superfícies aerodinâmicas móveis (a serem apresentadas em seguida), e com o cone de cauda típico da maioria das aeronaves compõem a empenagem (Figura 14).

Figura 13 – Elementos estruturais de um estabilizador vertical



Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 1, p. 24).

Figura 14 – Componentes básicos de uma empenagem



Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 1, p. 24).

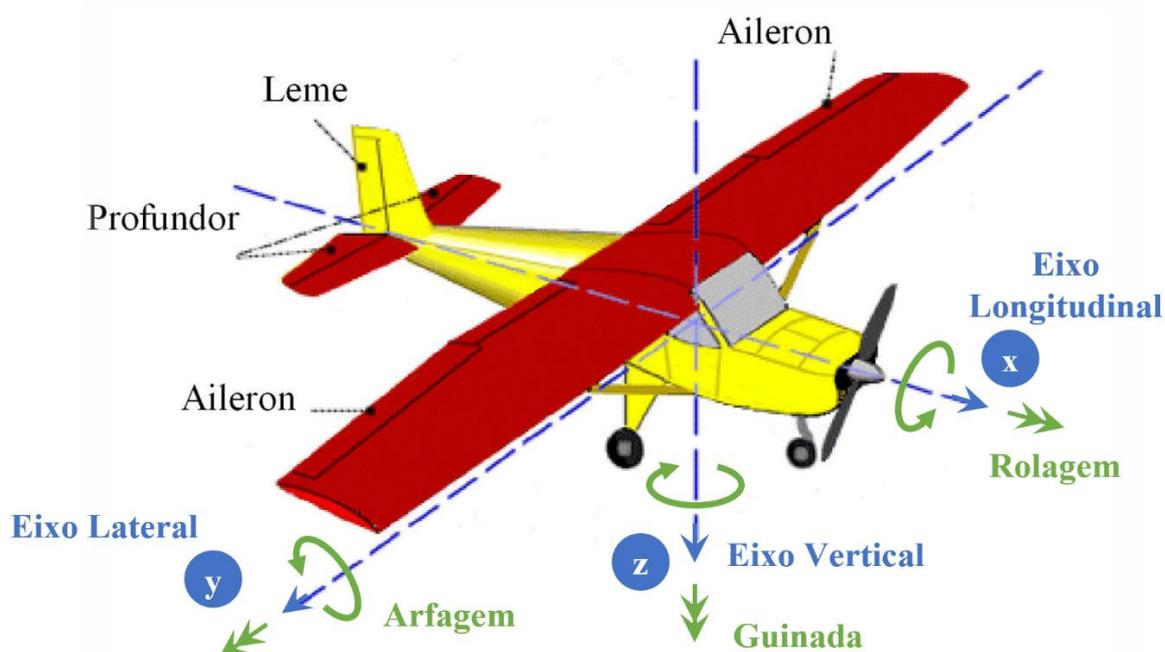
### 3.2.4 Superfícies de controle

As superfícies de controle desempenham funções variadas, por isso é conveniente classificá-las em categorias, são elas: superfícies primárias e superfícies secundárias ou auxiliares; as superfícies primárias ainda podem ser subdivididas em convencionais e combinadas. Uma característica básica que diferencia essas superfícies de todas as outras é a possibilidade de se mover durante o voo, sendo as primárias de existência obrigatória em todas as aeronaves, ao passo que as secundárias podem ou não estar presentes.

### 3.2.4.1 Superfícies primárias

É por meio das superfícies de controle primárias convencionais e combinadas que os comandos acionados pelo sistema piloto, seja uma tripulação, um controlador remoto ou um computador, são convertidos em movimentação da aeronave, a saber, movimentos de rotação em torno dos seus três eixos de orientação: eixo longitudinal, “x” – movimento de rolagem (*roll*); eixo lateral, “y” – movimento de arfagem (*pitch*); eixo vertical, “z” – movimento de guinada (*yaw*); como é mostrado na Figura 15. A definição precisa dos eixos será apresentada mais adiante.

Figura 15 – Sistema de coordenadas e superfícies de controle primárias convencionais

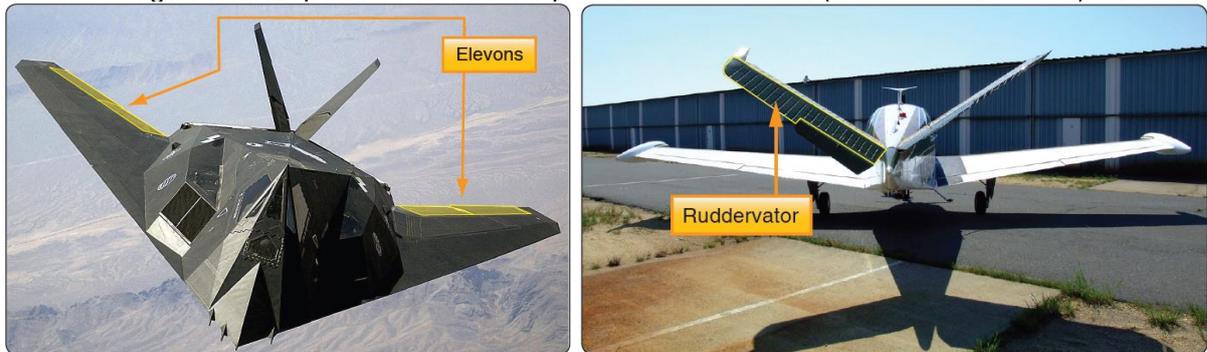


Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014a, p. 19).

As superfícies convencionais são os ailerons, os profundores e os lemes, e de cada uma delas se espera produzir somente os movimentos de rolagem, arfagem e guinada, respectivamente (Figura 15). Como uma aeronave em voo é um corpo livre no espaço, além dos três graus de liberdade de rotação, existem outros três graus de liberdade de translação nos mesmos eixos anteriormente citados. Sabendo disso, apesar da expectativa ora mencionada, é comum que o movimento de rotação em um dos eixos também produza movimento de translação nos demais ou, ainda, que o sistema piloto acione mais de uma superfície de controle ao mesmo tempo, executando o que é conhecido por “manobra coordenada”.

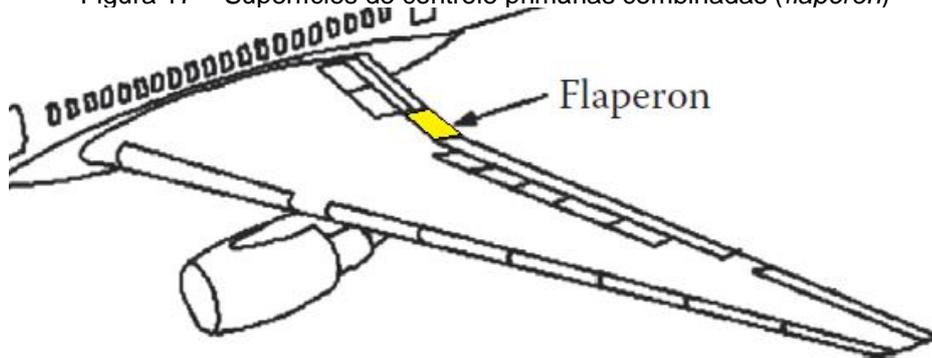
Já as superfícies combinadas, como o próprio nome sugere, são projetadas para que o efeito da sua atuação seja a combinação dos efeitos de duas superfícies de controle, como é o caso do *elevon* (*elevator* + aileron) (Figura 16), que mescla as funções do profundor e do aileron; do *ruddervator* (*rudder* + *elevator*) (Figura 16), que une as funções do leme e do profundor; e do *flaperon* (*flap* + aileron) (Figura 17), que junta as funções do flape e do aileron.

Figura 16 – Superfícies de controle primárias combinadas (*elevon* e *ruddervator*)



Fonte: FAA (2018a, cap. 1, p. 28).

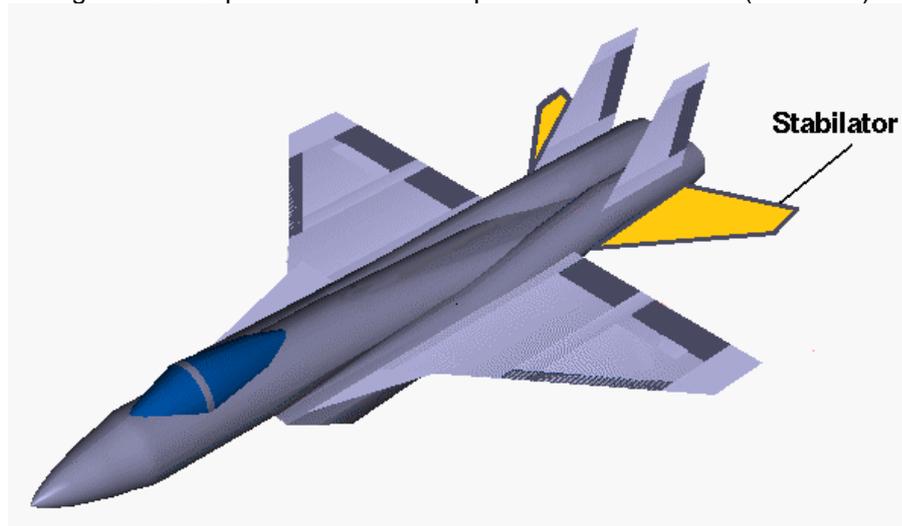
Figura 17 – Superfícies de controle primárias combinadas (*flaperon*)



Fonte: Adaptado de Spitzer e Ferrell (2014, p. 29-2).

O *stabilator* (*stabilizer* + *elevator*) é um tipo particular de superfície combinada utilizada em aviões de caça. Pela Figura 18 é possível perceber que, nesse caso, o estabilizador horizontal e o profundor se juntam numa única e grande superfície móvel, o que propicia à aeronave uma elevada manobrabilidade. Na aviação comercial, essa ideia tem sido utilizada na adoção de estabilizadores horizontais ajustáveis (Figura 19), que ajudam a compensar uma tendência de arfagem indesejada da aeronave sem a necessidade de atuação constante dos profundores, essa que é, aliás, uma das funções das superfícies secundárias como será abordado em seguida (NASA, 2021; FAA, 2018a, cap. 1, p. 27).

Figura 18 – Superfícies de controle primárias combinadas (*stabilator*)



Fonte: Adaptado de NASA (2021).

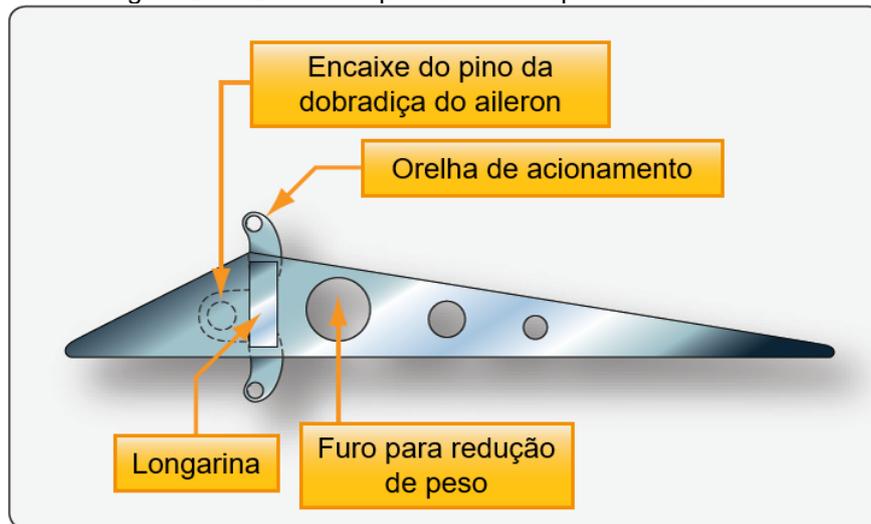
Figura 19 – Estabilizador horizontal móvel e marcas de posição angular



Fonte: FAA (2018a, cap. 1, p. 28).

Estruturalmente, as superfícies de controle primárias são compostas por longarinas próprias e nervuras articuladas na longarina traseira ou em “falsas longarinas” das asas e dos estabilizadores, constituindo os seus bordos de fuga (Figura 20).

Figura 20 – Estrutura típica de uma superfície de controle

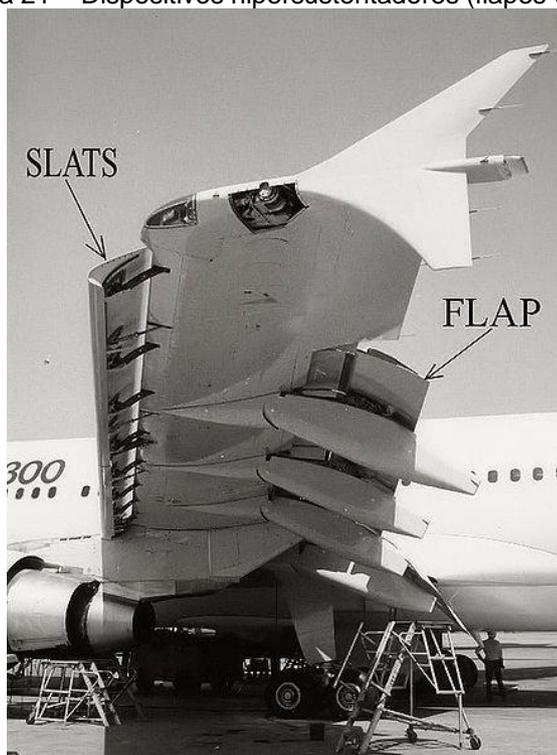


Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 1, p. 25).

### 3.2.4.2 Superfícies secundárias ou auxiliares

As superfícies de controle secundárias ou auxiliares compreendem flapes, *slats*, *spoilers* e compensadores; elas melhoram as características de desempenho e assistem o voo da aeronave. Os flapes e os *slats* são denominados dispositivos hipersustentadores e, como esta designação sugere, eles possuem a finalidade de aumentar a sustentação da asa durante as etapas do voo em que a aeronave, por necessidade, está em baixa velocidade, ou seja, durante a decolagem e a aproximação para pouso. Os flapes são instalados no bordo de fuga, enquanto os *slats* são instalados no bordo de ataque das asas (Figura 21).

Ao contrário das superfícies de controle primárias, que articulam para cima e para baixo, flapes e *slats* só se curvam para baixo, aumentando o arqueamento do perfil aerodinâmico; esse fato se soma ao acréscimo de área da asa provocado pelo movimento de extensão de alguns tipos desses dispositivos, resultando no aumento da força de sustentação gerada pela asa. Um outro benefício dos *slats* é que eles propiciam um aumento do ângulo de ataque crítico, permitindo que a asa voe em ângulos de ataque maiores sem que haja o surgimento do estol. Tais dispositivos hipersustentadores podem ser ajustados em posições diferentes, e normalmente o são durante a decolagem e o pouso já que a conseqüente produção de arrasto é um fator auxiliador na aproximação para pouso, mas indesejável na decolagem.

Figura 21 – Dispositivos hipersustentadores (flapes e *slats*)

Fonte: Sousa (2009).

Os *spoilers* são dispositivos que, diferentemente dos flapes e *slats*, têm o objetivo de reduzir a sustentação da asa, para isso eles são feitos de chapas retangulares que ficam instaladas na superfície superior das asas, isto é, no seu extradorso, e próximas ao bordo de fuga. Quando acionados, eles defletem para cima, gerando turbulência no escoamento, desprendimento da camada limite de velocidades e arrasto aerodinâmico. Na prática, a perda de sustentação proporcionada pelos *spoilers* pode ser utilizada de três formas, mas antes de serem descritas é conveniente saber que, a depender do momento adequado para sua utilização, os *spoilers* podem ser divididos em *flight spoilers* e *ground spoilers*, conforme indicado na Figura 22 (FAA, 2018a, cap. 2, p. 12; SPOILERS; c2022).

Os *flight spoilers* normalmente ficam localizados na região central entre a raiz e a ponta da asa (Figura 22). Quando somente os que estão em uma asa, ou a direita ou a esquerda, se movem em sincronia com a articulação para cima do aileron do mesmo lado, eles estão fazendo com que a força de sustentação fique menor que a força peso naquela asa e, conseqüentemente, auxiliando na rolagem da aeronave; essa é a primeira utilização prática. A segunda utilização se dá com a movimentação dos *flight spoilers* em ambas as asas ao mesmo tempo, agora a perda de sustentação provoca um aumento da razão de descida, sem que haja um

aumento considerável da velocidade horizontal da aeronave, função muitas vezes referida como *speedbrakes* (FAA, 2018a, cap. 2, p. 12; SOUSA, 2018; SPOILERS; c2022).

Figura 22 – Tipos de *spoilers*



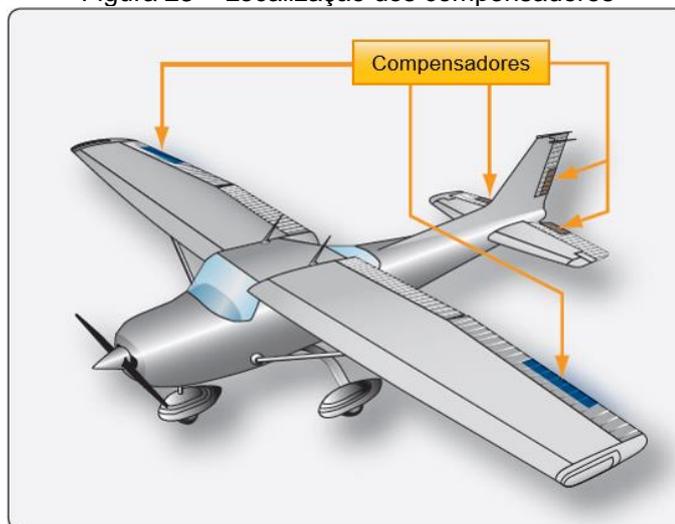
Fonte: Adaptado de IVAO (2022).

Já os *ground spoilers*, com frequência situados mais próximos à raiz da asa (Figura 22), onde ela apresenta uma maior área em planta para asas com elevada relação de afilamento, são acionados apenas depois que os trens de pouso tocam a pista durante a aterrissagem. Nesse momento, a perda de sustentação obriga que o peso da aeronave seja aplicado sobre o trem de pouso com maior intensidade, aumentando a eficiência de frenagem das rodas daquele componente; esse é o terceiro e último uso dos *spoilers*. Na verdade, durante a frenagem no pouso, todos os *spoilers* ficam em deflexão máxima para reduzir a sustentação e aumentar o arrasto aerodinâmico, porém os *ground spoilers* possuem uma relevância extra em asas muito afiladas tendo em vista que a região onde eles ficam é responsável por produzir a maior parcela de sustentação. Por tudo o que foi exposto, fica evidente o motivo na diferença de nomes dos *spoilers* (FAA, 2018a, cap. 2, p. 12; SOUSA, 2018; SPOILERS, c2022).

Os compensadores são superfícies instaladas no bordo de fuga das superfícies de controle primárias, assim sendo, podem existir compensador do aileron, compensador do profundor e compensador do leme; a Figura 23 elucida tais locais. Suas funções são retirar tendências indesejáveis ou colocar tendências desejáveis de voo, o que condiz com a ideia de efeito compensatório, bem como

aliviar os esforços do piloto ou adequar a sensibilidade do controle primário. Eles podem ser fixos, comandáveis ou automáticos.

Figura 23 – Localização dos compensadores



Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 2, p. 11).

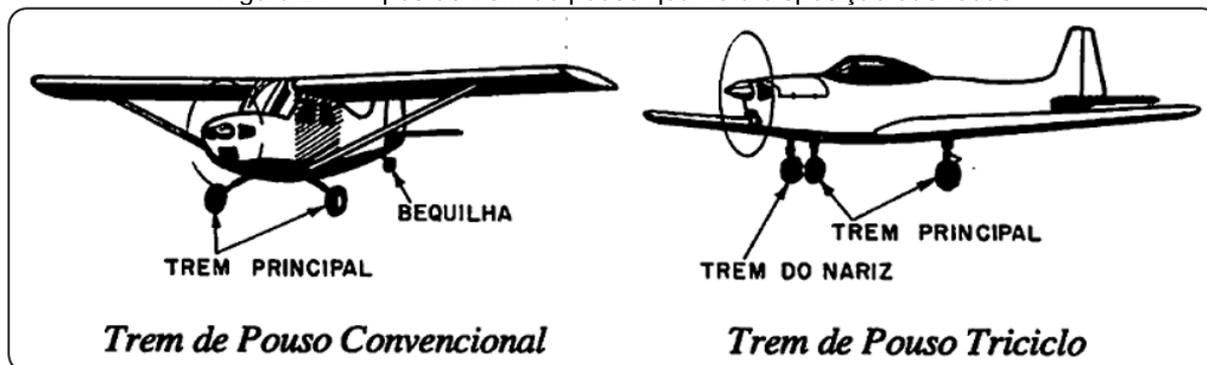
Os compensadores fixos só podem ser ajustados manualmente na própria superfície quando a aeronave está parada no solo, enquanto os comandáveis são ajustados da cabine, mas ambos atuam nas tendências de voo. Já os compensadores automáticos possuem seu movimento conjugado ao movimento das superfícies de controle primárias, isto é, ao acionar uma destas últimas, o compensador fixado a ela também aciona. Se o compensador e a superfície primária defletirem em sentidos opostos, o efeito aerodinâmico resultante é de aliviar o esforço para atuação; em contrapartida, se o compensador e a superfície primária defletirem no mesmo sentido, o efeito aerodinâmico é de aumentar o esforço para atuação, isso é útil quando se deseja diminuir a sensibilidade do controle com o intuito de prevenir movimentos abruptos e tensões excessivas.

### 3.2.5 Trem de pouso

Enfim, o trem de pouso de uma aeronave de asa fixa é composto de unidades principais e auxiliares, o trem principal geralmente fica próximo ao centro de gravidade da aeronave, ao passo que a unidade auxiliar pode ser uma roda de bequilha localizada no final do cone de cauda, arranjo este conhecido como convencional, ou pode ser um trem de nariz, arranjo este conhecido como triciclo; a

Figura 24 apresenta esses dois tipos de trem de pouso. Em virtude da localização do trem auxiliar, vale a pena salientar que na configuração convencional o trem principal precisa estar um pouco à frente do centro de gravidade da aeronave, enquanto na configuração triciclo o trem principal deve estar um pouco atrás do centro de gravidade (RODRIGUES, 2014b, p. 105).

Figura 24 – Tipos de trem de pouso quanto à disposição das rodas

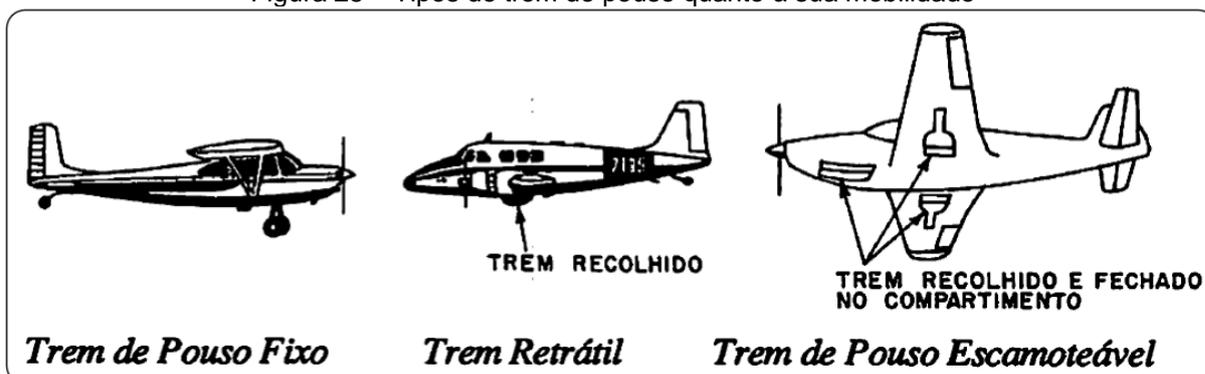


Fonte: Homa (2009, p. 15).

O trem de pouso tem as funções de suportar o peso da aeronave durante todo o tempo em que ela estiver sobre o solo; amortecer impactos durante o taxiamento, a corrida para decolagem e, principalmente, o pouso; frear a aeronave durante o taxiamento e o pouso; e efetuar o controle direcional da aeronave no solo em baixas velocidades (HOMA, 2009, p. 14).

De acordo com Rodrigues (2014a, p. 17), dependendo se a superfície de operação da aeronave é o solo, a água ou a neve, o trem de pouso pode ser constituído por rodas, flutuadores ou esquis. Além disso, conforme é abordado em *Federal Aviation Administration* (FAA, 2018b), faz parte do trem de pouso alguma combinação de amortecedores, freios, carenagens, mecanismos de retração e membros estruturais de fixação ao restante da estrutura da aeronave. Dentre esses componentes, as carenagens e os mecanismos de retração têm a finalidade de reduzir, direta ou indiretamente, a perda de desempenho provocada pelo arrasto aerodinâmico no trem de pouso. Aliás, a respeito da mobilidade do trem de pouso, ele pode ser classificado em fixo, retrátil ou escamoteável, como é possível observar na Figura 25.

Figura 25 – Tipos de trem de pouso quanto à sua mobilidade

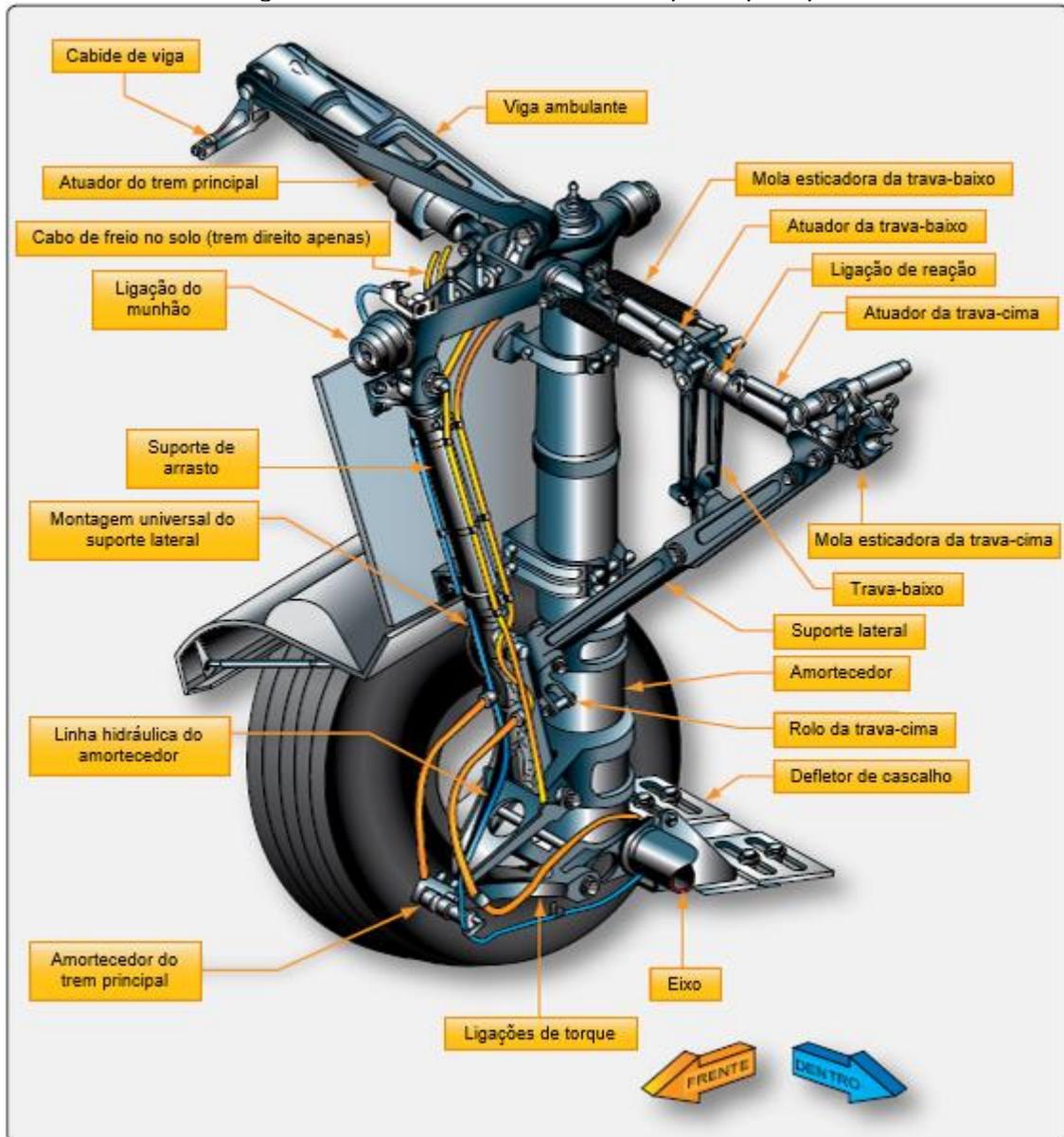


Fonte: Homa (2009, p. 15).

Segundo Rodrigues (2014b, p. 106), o trem de pouso fixo permanece estendido durante o voo, por isso as carenagens só são utilizadas nesse tipo de trem, com o objetivo de reduzir o arrasto gerado por sua exposição ao fluxo de ar. O trem de pouso retrátil chega a ser recolhido, porém ainda fica com partes aparentes ou com o compartimento de acomodação aberto. Já o trem de pouso escamoteável é recolhido completamente para o interior do seu compartimento, ficando este fechado por carenagens que acompanham a superfície da região onde o trem estiver acomodado, seja a fuselagem ou as asas. Essa continuidade e suavidade da superfície é ideal do ponto de vista aerodinâmico tendo em vista que não provoca o desprendimento da camada limite do escoamento nem, por consequência, maior resistência ao movimento do corpo.

No contexto estrutural, a resistência aos esforços mecânicos é garantida, principalmente, pelos suportes de arrasto e lateral, pelas ligações de torque ou “tesoura”, pela viga do truque de rodas e pelo próprio amortecedor. Outros elementos como eixos, atuadores de retração, barras de articulação e travas para baixo e para cima também desempenham um papel importante em trens de pouso retráteis e escamoteáveis. A Figura 26 ilustra a complexa montagem de um trem de pouso principal (FAA, 2018b).

Figura 26 – Elementos de um trem de pouso principal



Fonte: Adaptado de FAA (2018b, cap. 13, p. 6).

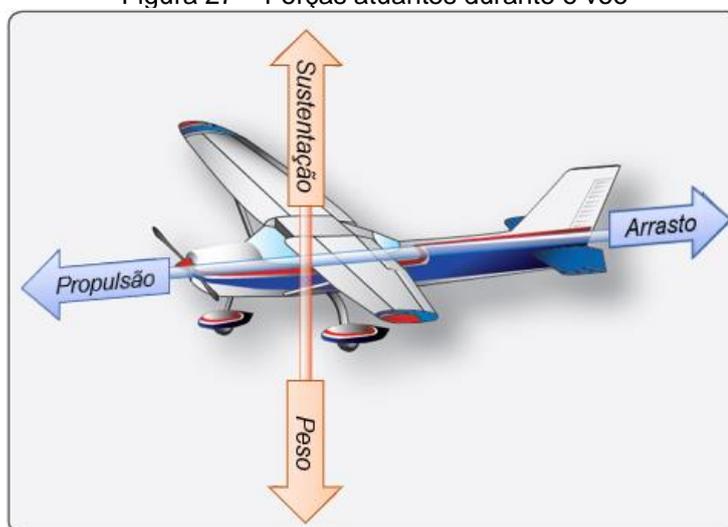
### 3.3 FUNDAMENTOS DE AERODINÂMICA

Todo e qualquer corpo que se move através de um fluido sofre esforços oriundos da interação desse fluido com a sua superfície, ou mais precisamente do campo de pressão induzido na vizinhança do corpo. Quando o fluido considerado é o ar, o estudo dessa interação cabe a um subcampo da dinâmica dos fluidos conhecido por aerodinâmica (ANDERSON, 2017, p. 12; GUDMUNDSSON, 2013, p. 236).

Antes de iniciar a explanação de todo o embasamento teórico acerca da aerodinâmica, é importante conhecer como uma aeronave de asa fixa, isto é, uma aeronave cuja asa não se movimenta em relação à fuselagem, está orientada no espaço pela definição dos seus três eixos (Figura 15). O eixo longitudinal, ou eixo “x”, passa pelo centro de gravidade da aeronave e é paralelo ao eixo onde as hélices ou pás do seu grupo motopropulsor estão acopladas; seu sentido positivo aponta para frente da aeronave. O eixo lateral, ou eixo “y” passa pelo centro de gravidade da aeronave e é paralelo ao eixo de liga uma ponta à outra das asas; seu sentido positivo aponta para a direita da aeronave olhando no sentido positivo do eixo longitudinal. O eixo vertical, ou eixo “z”, passa pelo centro de gravidade da aeronave e é ortogonal ao plano  $xOy$ ; seu sentido positivo aponta para baixo da aeronave (RODRIGUES, 2014a, p. 18).

O principal objetivo de qualquer aeronave sempre passa por colocar uma carga em suspensão no ar. Para isso, é necessário que uma força atue sobre a carga na mesma direção da sua força peso,  $W$  (*weight*), mas em sentido contrário à esta, ou seja, verticalmente para cima, como pode-se ver na Figura 27. À referida força dar-se o nome de sustentação,  $L$  (*lift*), e não é difícil perceber que para o cumprimento do propósito ora mencionado é preciso que a intensidade da sustentação seja, no mínimo, igual ao peso total do conjunto: carga e aeronave (FAA, 2018a, cap. 2, p. 7).

Figura 27 – Forças atuantes durante o voo



Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 2, p. 7).

A forma como a força de sustentação é gerada pode variar de aeronave para aeronave, de modo que, para aquelas de asa fixa, o movimento relativo entre a asa e o ar sob determinadas condições se apresenta como a base para os princípios físicos envolvidos na geração daquela força. A partir dos fundamentos da mecânica dos fluidos, é conhecido que, em todo corpo que se movimenta em um meio fluido, atua uma força que se opõe a este movimento, chamada arrasto (*drag*). Dessa forma, a produção do arrasto aerodinâmico está intimamente relacionada à produção da sustentação, cabendo apenas tentativas de reduzi-lo.

Uma vez que o sentido de movimentação da aeronave de asa fixa é sempre para frente, a força de arrasto sempre atua no sentido oposto, ou seja, para trás (Figura 27). Portanto, é necessário que uma força contrária ao arrasto atue sobre a aeronave com o objetivo de manter o movimento relativo entre a asa e o ar. À esta força dar-se o nome de propulsão (*thrust*) e, de maneira análoga à sustentação, sua intensidade precisa ser, no mínimo, igual ao arrasto (FAA, 2018a, cap. 2, p. 7).

Voltando as atenções para a geração da força de sustentação, é adequado dividir o seu estudo em duas partes: o perfil aerodinâmico e a asa de envergadura finita; o primeiro pode ser entendido como a seção transversal de uma asa com envergadura infinita pois, como será mostrado posteriormente, o comportamento de um perfil sofre mudanças em virtude da presença das pontas em uma asa real, isto é, do término de sua envergadura. Aliás, vale lembrar que a envergadura de uma aeronave é a distância entre as duas pontas de suas asas.

Embora seja fato que a aeronave se desloca com certa velocidade por uma região da atmosfera parada ou também em movimento, para todas as análises é conveniente considerar o corpo parado e o ar escoando em torno dele com a devida velocidade relativa global.

### **3.3.1 A física da força de sustentação**

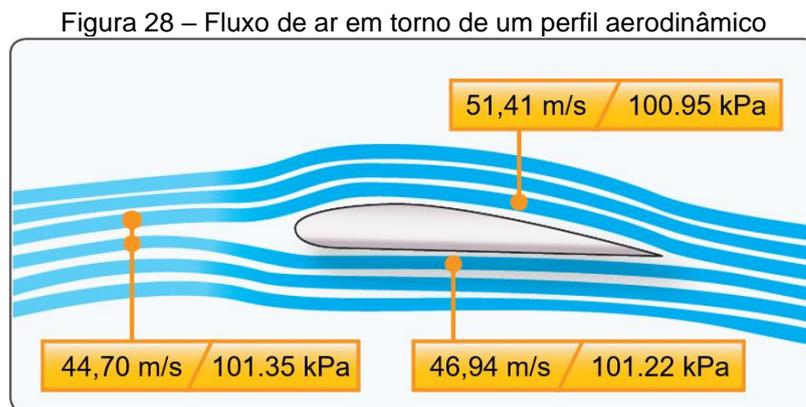
Iniciando pelo perfil aerodinâmico, ele é desenhado de tal maneira que a sua principal qualidade seja gerar a força de sustentação. Na prática o que se tem é um corpo imerso em um escoamento de ar e o que se deseja é produzir uma reação aerodinâmica útil no corpo. Para entender como o perfil aerodinâmico alcança seu objetivo são necessárias duas leis da física: a lei de conservação da massa, expressa matematicamente pela equação da continuidade (Equação (1)); e a lei de

conservação da energia, expressa matematicamente pela equação de Bernoulli (Equação (2)).

$$\rho \cdot A \cdot V = constante \quad (1)$$

$$P + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 + \rho \cdot g \cdot h = constante \quad (2)$$

De acordo com a lei de conservação da massa, uma partícula fluida incompressível ganha velocidade sempre que a área para sua passagem diminui. Ainda que o escoamento ao redor de um perfil seja externo, fica claro que uma partícula de fluido em rota de colisão com o perfil encontra uma obstrução a sua passagem, o que em uma certa vizinhança do perfil produz o mesmo efeito de aproximação das linhas de corrente que uma estreicção num conduto fechado provocaria. Assim, conforme mostra a Figura 28, tanto as partículas que seguem seu percurso por baixo do perfil, como aquelas que o fazem por cima deste acabam por terem suas velocidades aumentadas.



Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 2, p. 5).

Considerando que a diferença de altura entre uma partícula fluida passando por baixo do perfil aerodinâmico e a sua respectiva posição antes de encontrá-lo é desprezível, da mesma forma que para uma partícula de fluido que passa por cima do perfil, conclui-se que ambas não sofrem variação considerável em sua energia potencial. Logo, pela lei de conservação da energia, ao aumentarem de velocidade, ambos os lados do escoamento têm suas pressões reduzidas. Dessa maneira, caso a geometria do perfil aerodinâmico proporcione um ganho de velocidade maior para o escoamento que passa sobre o perfil do que para o escoamento que passa sob

este, ter-se-á uma região de menor pressão acima do perfil e uma região de maior pressão abaixo deste comparativamente à primeira (Figura 28). Portanto, assim é feito e uma força resultante da distribuição de pressão no contorno do perfil com componente vertical para cima é obtida, a sustentação.

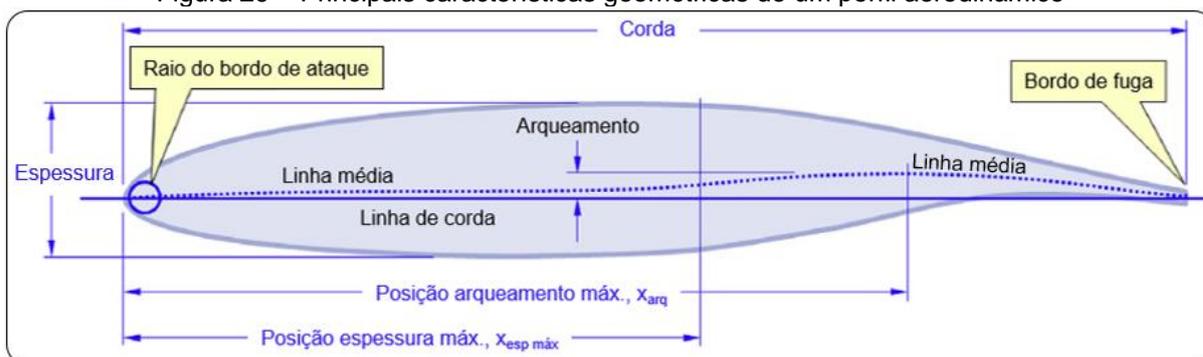
Diante do exposto, fica justificada a falta de simetria entre os contornos superior e inferior exibida pela maioria dos perfis desenhados para asas não supersônicas, característica essa que será definida em seguida como arqueamento. Mas isso não é tudo, à própria geração de sustentação no perfil estão atrelados outros fatores que serão explicitamente comentados no momento oportuno, por enquanto vale observar que o desenho de um perfil aerodinâmico também contempla um afilamento na região onde o ar se encaminha para deixar o contato com o perfil, lembrando a forma de uma gota de água em queda livre. Esse formato, pensado para evitar a separação da camada limite de velocidades antes do final do perfil, possui completa relação com a redução da componente horizontal para trás da força resultante aerodinâmica, o arrasto de pressão. Na verdade, além do arrasto de pressão, também atua sobre o perfil o arrasto de atrito viscoso entre as moléculas de ar e o contorno do perfil que, juntamente com o primeiro, compõe o chamado arrasto de perfil; a variação da contribuição de cada parcela do arrasto de perfil com o ângulo de ataque será comentada em breve.

### **3.3.2 Perfil aerodinâmico**

#### **3.3.2.1 Características geométricas do perfil**

Tendo em vista a tamanha importância do perfil aerodinâmico para o futuro desempenho da aeronave, faz-se necessário definir as suas características geométricas (Figura 29). O bordo de ataque é o ponto localizado mais à frente do perfil, ou seja, é o ponto que entra em contato primeiro com o ar; já o bordo de fuga é o ponto localizado mais atrás do perfil, ou seja, é o último ponto com o qual o ar faz contato. O raio do bordo de ataque é o raio de curvatura do perfil no bordo de ataque. Unindo-se o bordo de ataque ao bordo de fuga por um segmento de reta, define-se a linha de corda do perfil, bem como o seu comprimento: o comprimento da corda, designado por  $c$  (GUDMUNDSSON, 2013).

Figura 29 – Principais características geométricas de um perfil aerodinâmico



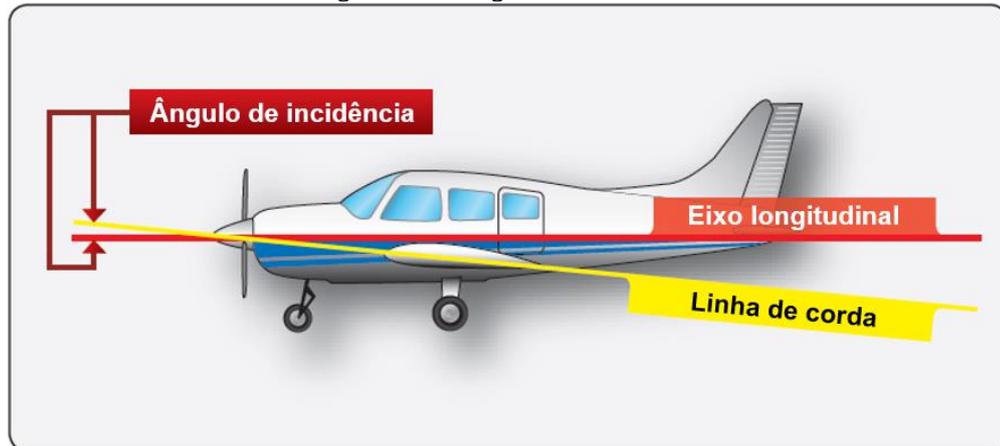
Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2013, p. 257).

De acordo com Gudmundsson (2013, p. 257), a linha de arqueamento média, ou simplesmente linha média, é o local dos pontos médios entre os contornos superior e inferior quando medidos perpendicularmente à linha de corda. Como também é possível perceber na Figura 29, o arqueamento do perfil é a maior distância entre a linha de arqueamento média e a linha de corda, medida perpendicularmente a esta e algumas vezes informada como um percentual do comprimento da corda. A espessura do perfil é a maior distância entre os seus contornos superior e inferior, medida perpendicularmente à linha de corda. A relação de espessura é definida como sendo a razão entre a espessura e o comprimento da corda.

Os bordos de ataque e de fuga dividem o contorno do perfil em duas partes: o contorno inferior e o contorno superior; em um perfil arqueado positivamente, isto é, cujo arqueamento seja medido para cima em relação à linha de corda, o contorno inferior pode ser chamado de intradorso e o superior de extradorso.

Projetando a linha de corda de um determinado perfil aerodinâmico ortogonalmente ao plano  $zOx$  da aeronave à qual ele faz parte, nota-se que tal linha de corda forma um ângulo, nulo ou não, com o eixo longitudinal da aeronave, que é o ângulo de incidência, conforme indicado na Figura 30. Esse ângulo fica estabelecido durante a montagem das asas na fuselagem, não mudando posteriormente. O ângulo de incidência é considerado positivo quando a linha de corda orientada do bordo de fuga para o bordo de ataque aponta para cima e negativo quando a mesma linha orientada da mesma forma aponta para baixo em relação ao eixo longitudinal (FAA, 2018a, cap. 2, p. 5-6).

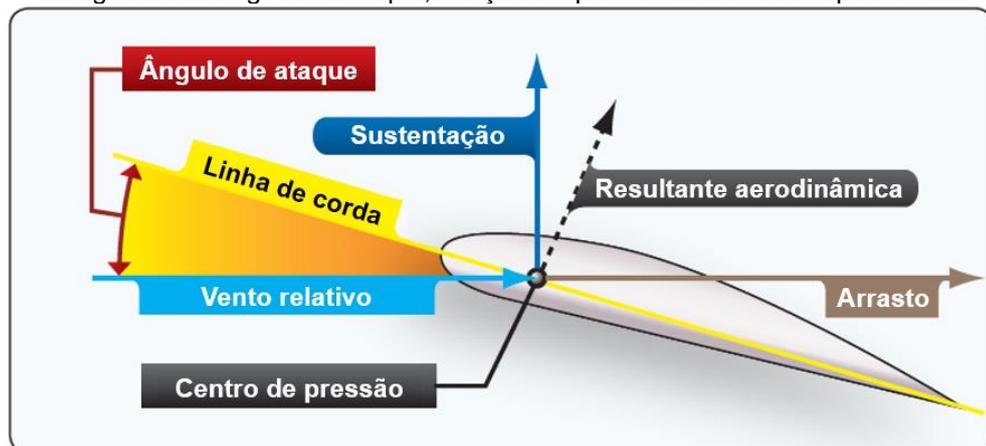
Figura 30 – Ângulo de incidência



Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 2, p. 5).

Um outro ângulo de suma importância para a distribuição de pressão em torno do perfil aerodinâmico e, conseqüentemente, para a intensidade e a direção da força resultante aerodinâmica é o ângulo de ataque, popularmente designado por  $\alpha$  na literatura aeronáutica, ou ainda abreviado por "AOA" (*angle of attack*). Segundo FAA (2018a, cap. 2, p. 6), ele é o ângulo formado entre a linha de corda e a direção do vento relativo, onde esta, no referencial considerado acoplado ao perfil, é a direção da velocidade com a qual o escoamento de ar atinge o perfil (Figura 31). Também é por meio da direção do vento relativo que se pode definir as direções das componentes da força resultante aerodinâmica, assim sendo, a força de arrasto é a componente que atua sempre na mesma direção do vento relativo, enquanto a força de sustentação é a componente que atua sempre perpendicularmente àquela direção.

Figura 31 – Ângulo de ataque, direções importantes e centro de pressão



Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 2, p. 6).

No que diz respeito à linha de ação da força resultante aerodinâmica, a Figura 31 expõe que ela cruza a linha de corda do perfil no chamado centro de pressão (CP). Disso resulta o fato de que nesse ponto a resultante aerodinâmica não produz momento, portanto o centro de pressão seria o ponto mais cômodo para se fixar e manter o equilíbrio do perfil. Contudo, FAA (2018a, cap. 2, p. 6) esclarece que o centro de pressão não é um ponto imóvel, na verdade ele se movimenta ao longo da linha de corda quando o ângulo de ataque muda, indo em direção ao bordo de ataque quando o ângulo de ataque aumenta e em direção ao bordo de fuga quando o ângulo de ataque diminui. Essa característica do centro de pressão é de se esperar já que a sua posição é uma consequência da distribuição de pressão ao redor do perfil aerodinâmico, assim, quando o ângulo de ataque é alterado, o campo de velocidades do escoamento se modifica e, por conseguinte, aquela distribuição também sofre alteração. Dessa maneira, será determinado mais adiante um outro ponto mais apropriado tanto do ponto de vista estrutural como para o estudo da estabilidade.

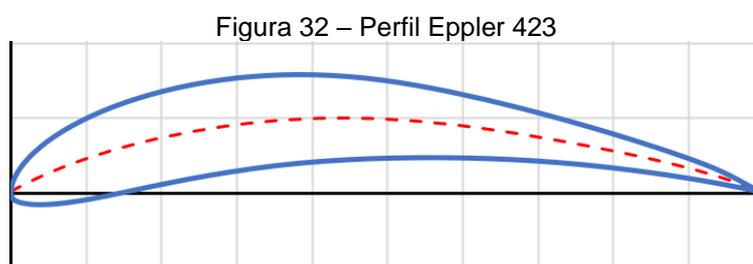
### 3.3.2.2 Características aerodinâmicas do perfil

Segundo Rodrigues (2014a, p. 31), a seleção de um perfil aerodinâmico ou mesmo o desenho de um novo perfil é uma tarefa que deve levar em consideração vários fatores relacionados ao desempenho da aeronave, como velocidade e altitude de voo, peso total, autonomia e alcance desejados. De qualquer modo, o processo mencionado sempre passa pela avaliação das características aerodinâmicas do perfil. Essas características são o coeficiente de sustentação ( $c_l$  – *lift coefficient*), o coeficiente de arrasto ( $c_d$  – *drag coefficient*), o coeficiente de momento ( $c_m$  – *moment coefficient*) e a eficiência aerodinâmica ( $c_l/c_d$ ), sendo todos valores adimensionais e que dependem fundamentalmente de três elementos: geometria do perfil, número de Reynolds e ângulo de ataque. O número de Reynolds é calculado pela Equação (3), onde  $\rho$  é a densidade e  $\mu$  é a viscosidade do ar na altitude considerada e  $V$  é a velocidade do vento relativo que incide sobre o perfil aerodinâmico.

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu} \quad (3)$$

Os coeficientes de sustentação e de arrasto de um perfil representam a eficiência deste em gerar força de sustentação e de arrasto, respectivamente; a eficiência aerodinâmica é a relação entre os dois coeficientes anteriores; e o coeficiente de momento mede a geração de momento no perfil tomando como referência algum ponto especificado. Em geral, todos esses coeficientes são determinados em ensaios em túnel de vento ou por *softwares* de simulação destes e são apresentados em curvas características. Tais curvas mostram cada característica aerodinâmica em função do ângulo de ataque do perfil para um número de Reynolds especificado. Normalmente o ponto escolhido para o cálculo do coeficiente de momento fica a  $\frac{1}{4}$  do comprimento da corda de distância do bordo de ataque por motivos que serão vistos em breve (RODRIGUES, 2014a, p. 31).

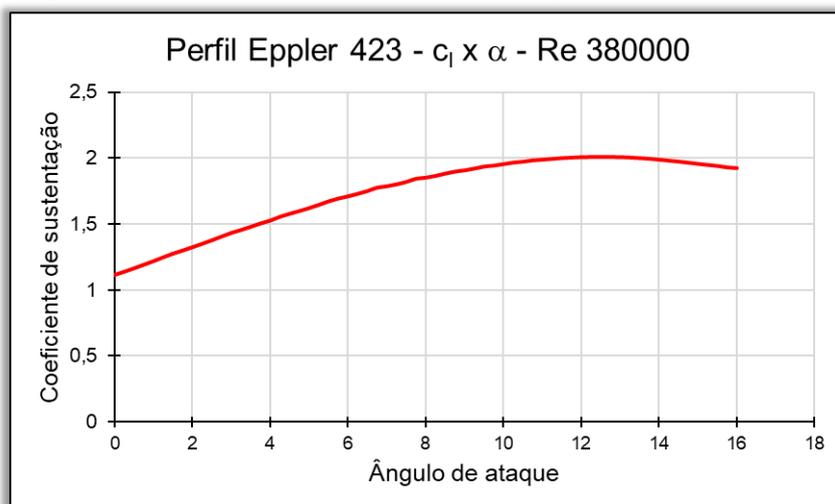
O perfil Eppler 423 (Figura 32) é largamente utilizado na construção das asas de planadores e aeronaves rádio controladas devido a sua elevada capacidade de gerar sustentação em números de Reynolds relativamente baixos, além disso, suas curvas possuem características bem interessantes de serem exploradas. Portanto, elas serão apresentadas aqui a título de exemplo considerando um número de Reynolds igual a  $3,8 \times 10^5$ . Tais curvas foram geradas com dados obtidos pelo programa XFOIL, de Drela e Youngren (2013), e estão condizentes com as apresentadas por Rodrigues (2014a, p. 31-32).



Fonte: O autor (2022).

Começando pela curva do coeficiente de sustentação, nota-se pela Figura 33 que este cresce quase linearmente com o ângulo de ataque em uma determinada região, alcança um valor máximo ( $c_{l_{máx}}$ ) e depois começa a decrescer. Rodrigues (2014a, p. 32) lembra que a inclinação da região linear da curva pode ser determinada pela derivada em um dos seus pontos ou aproximada pelo coeficiente angular da reta secante em dois dos seus pontos, ficando denotada por  $\alpha_0$ .

Figura 33 – Curva do coeficiente de sustentação do perfil Eppler 423

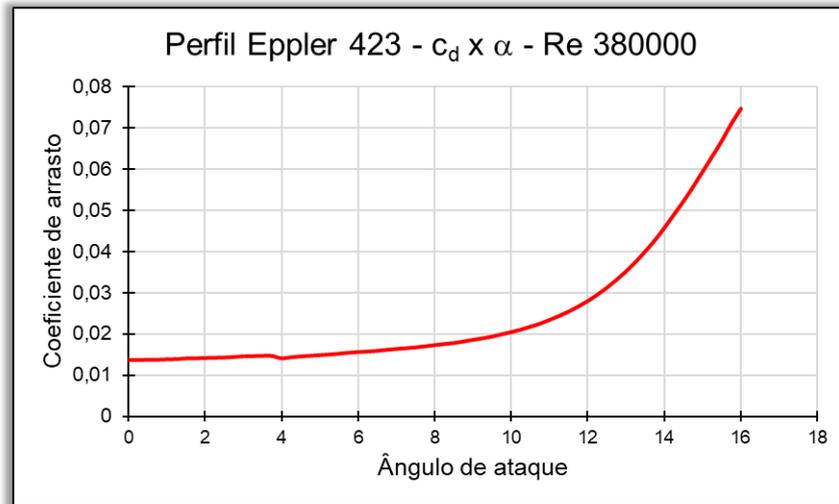


Fonte: O autor (2022).

A diminuição do  $c_l$ , de forma mais ou menos abrupta para diferentes configurações de perfis e números de Reynolds, é o que caracteriza a condição de estol do perfil. O estol, do inglês *stall*, ocorre devido à separação do escoamento no extradorso do perfil, e esta, por sua vez, acontece em virtude de um elevado gradiente adverso de pressão, ou seja, de trás para frente, que também se propaga neste mesmo sentido ao longo do próprio extradorso. Outra característica importante é a existência de um coeficiente de sustentação positivo e não nulo para um ângulo de ataque igual a zero (Figura 33), em outras palavras, é preciso que o perfil esteja com um ângulo de ataque negativo para que ele não produza sustentação ( $\alpha_{c_l=0} < 0^\circ$ ). Isso é próprio dos perfis com arqueamento positivo, isto é, aqueles que possuem a linha de arqueamento média côncava para baixo. Analogamente, observa-se que para perfis simétricos vale que  $\alpha_{c_l=0} = 0^\circ$  e para perfis arqueados negativamente vale que  $\alpha_{c_l=0} > 0^\circ$  (RODRIGUES, 2014a, p. 33).

Na curva do coeficiente de arrasto (Figura 34) é possível constatar que o seu mínimo valor pode ocorrer para um  $\alpha$  diferente de  $0^\circ$ , porém muito próximo deste. Além de que fica evidente a existência de um patamar rebaixado para ângulos de ataque entre  $-4^\circ$  e  $+4^\circ$  onde predomina o arrasto de atrito viscoso, ao passo que, em ângulos de ataque maiores em módulo, prevalece o arrasto de pressão em consequência do desprendimento do escoamento no contorno oposto ao qual o ar incide (RODRIGUES, 2014a, p. 33).

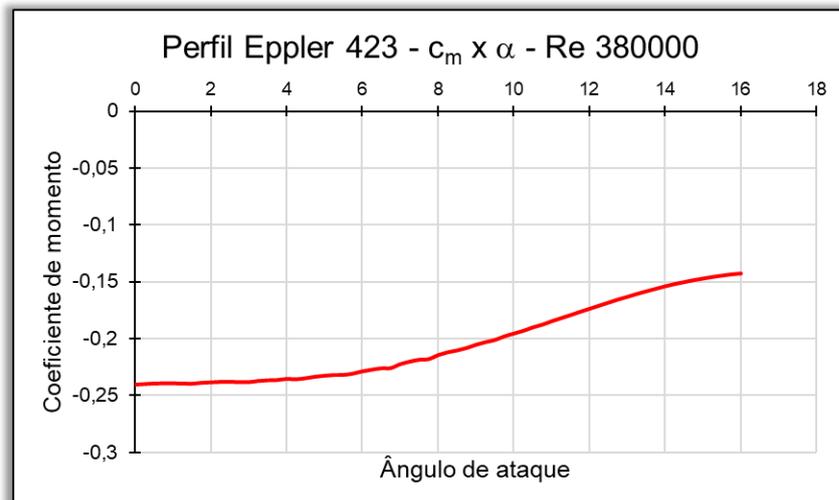
Figura 34 – Curva do coeficiente de arrasto do perfil Eppler 423



Fonte: O autor (2022).

Com relação à variação do coeficiente de momento com o ângulo de ataque, a curva característica apresentada na Figura 35 é calculada para um ponto que obedece ao padrão de  $\frac{1}{4}$  da corda já mencionado anteriormente. É interessante observar que no ponto em questão o  $c_m$  é praticamente constante para uma certa variação de  $\alpha$ , caso realmente o fosse, tratar-se-ia do centro aerodinâmico (CA) do perfil. Na definição de Rodrigues (2014a, p. 41), o centro aerodinâmico é ponto no qual o coeficiente de momento e, conseqüentemente, o momento gerado no perfil não varia para uma certa faixa de ângulos de ataque; sua utilização nos estudos estrutural e de estabilidade é mais vantajosa que a do centro de pressão pois a localização daquele, ao contrário deste, não muda com o ângulo de ataque.

Figura 35 – Curva do coeficiente de momento do perfil Eppler 423



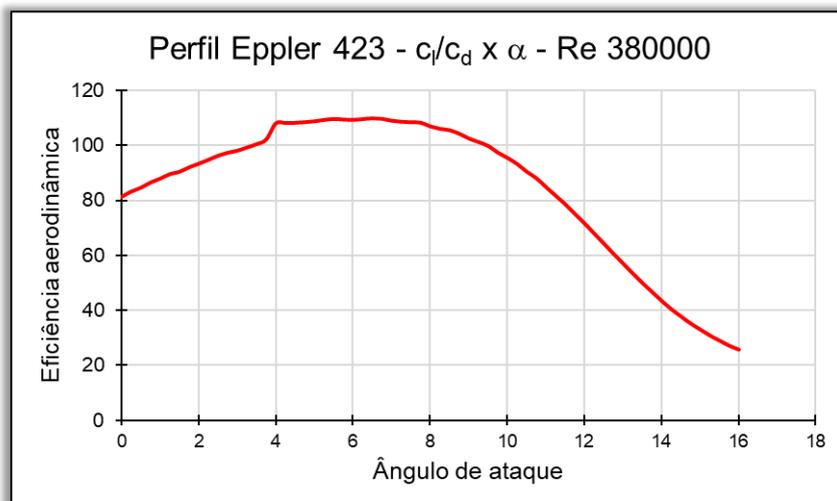
Fonte: O autor (2022).

A determinação da posição do CA depende da inclinação  $m_0$ , geralmente pequena, da curva característica do  $c_m$  na região em torno de  $\alpha = 0^\circ$ . O cálculo de  $m_0$  é feito de maneira semelhante ao de  $a_0$  na curva de  $c_l$ , enquanto a distância do CA ao ponto  $\frac{1}{4}$  da corda na direção do bordo de fuga,  $x_{ca}$ , em relação ao comprimento da corda,  $c$ , pode ser calculada pela Equação (4). O sinal de menos que acompanha o  $m_0$  nesta equação indica que, se ele for positivo, o CA estará ligeiramente antes de  $\frac{1}{4}$  da corda; acontecendo o oposto no outro caso (RODRIGUES, 2014a, p. 33 e 42).

$$\frac{x_{ca}}{c} = \frac{-m_0}{a_0} \quad (4)$$

Por fim, mas não menos importante, a curva da eficiência aerodinâmica ilustrada na Figura 36 mostra um ângulo de ataque  $\alpha > 0^\circ$  para o qual o perfil é capaz de gerar a maior sustentação com a menor penalidade de arrasto possível. Rodrigues (2014a, p. 34) destaca que essa curva é de grande interesse para os critérios de desempenho da aeronave.

Figura 36 – Curva da eficiência aerodinâmica do perfil Eppler 423



Fonte: O autor (2022).

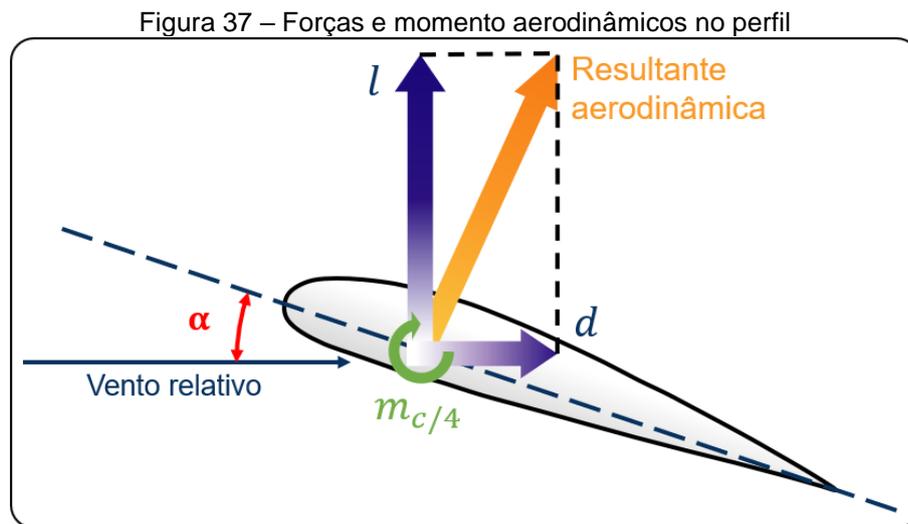
Uma vez determinados os coeficientes de sustentação, arrasto e momento por meio das curvas características, as forças de sustentação ( $l$  – *lift*) e de arrasto ( $d$  – *drag*) e o momento de arfagem ( $m_{c/4}$  – momento a  $\frac{1}{4}$  do  $c$ ) atuantes no perfil podem ser calculados pelas Equações (5), (6) e (7), respectivamente; lembrando

que todos os três resultados terão suas unidades de medida divididas por unidade de comprimento, que pode ser interpretada como a terceira dimensão omitida numa análise 2D. A Figura 37 reforça algumas definições já trazidas na Figura 31 e elucida o sentido positivo do momento (RODRIGUES, 2014a, p. 36).

$$l = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c \cdot c_l \quad (5)$$

$$d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c \cdot c_d \quad (6)$$

$$m_{c/4} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c^2 \cdot c_m \quad (7)$$



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014a, p. 39).

Através dessas equações é possível perceber que o número de Reynolds do escoamento possui influência nas forças e no momento tanto com o termo da pressão dinâmica quanto com os coeficientes, ao passo que o ângulo de ataque tem impacto somente com os coeficientes.

### 3.3.3 Asa de envergadura finita

Uma asa pode ser entendida como a união de infinitos perfis aerodinâmicos de espessura infinitesimal, um ao lado do outro, assim, o perfil também dá a forma da seção transversal ao eixo longitudinal da asa. Aqui não se pode confundir o eixo longitudinal da asa com o eixo longitudinal da aeronave, onde na construção da

aeronave esses dois eixos ficam ortogonais haja vista que o eixo longitudinal da asa fica paralelo ao eixo lateral da aeronave.

No contexto geométrico não há distinção entre os perfis que geram uma asa de envergadura infinita (idealizada) e aqueles que geram uma asa de envergadura finita (real), ambas são constituídas pela combinação dos perfis. Entretanto, no contexto aerodinâmico a mesma ideia não pode ser aplicada indistintamente, isto é, o comportamento de uma asa de envergadura finita não pode ser descrito pela simples composição dos comportamentos dos perfis que a constituem (ANDERSON, 2017, p. 427-430).

Antes de tratar das características aerodinâmicas de uma asa de envergadura finita, daqui em diante frequentemente mencionada simplesmente como asa, faz-se necessário explorar as suas características geométricas e outras configurações relacionadas a sua posição de instalação na aeronave.

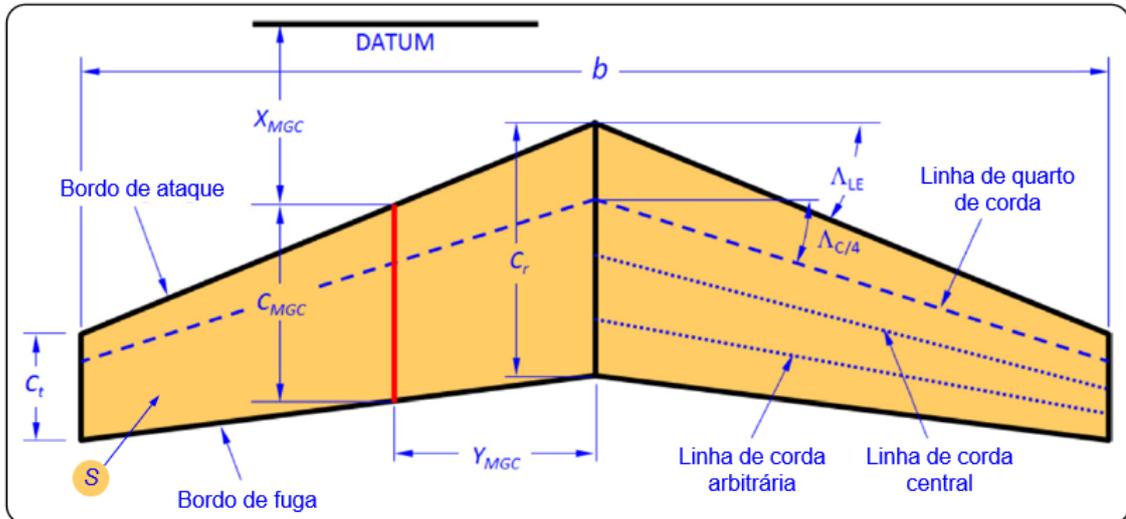
### 3.3.3.1 Características geométricas da asa

Começando pelos aspectos fundamentais de toda asa, tem-se que o bordo ataque é definido pela linha que passa pelos bordos de ataque de todos os perfis componentes, de maneira análoga ocorre com o bordo de fuga (Figura 38). A envergadura,  $b$ , é a distância entre as pontas das asas direita e esquerda medida paralelamente ao eixo lateral da aeronave. A área em planta da asa,  $S$ , é a área da asa que se projeta ortogonalmente ao plano  $xOy$  do sistema cartesiano de referência da aeronave. Quando a corda em cada seção transversal varia ao longo da envergadura, a corda na raiz da asa é designada por  $c_r$  (*root chord*) e a corda na ponta da asa é designada por  $c_t$  (*tip chord*). Outras características indicadas na Figura 38 são discutidas posteriormente (GUDMUNDSSON, 2013, p. 303).

Quanto à forma básica em planta da asa, ela pode ser retangular, trapezoidal, elíptica ou mista (Figura 39). Esta última, como o próprio nome indica, é formada pela combinação das outras formas, além de possuir características aerodinâmicas e de construção intermediárias; a retangular apresenta uma baixa eficiência aerodinâmica (relação entre a força de sustentação,  $L$  (*Lift*), e a força de arrasto,  $D$  (*Drag*)) em decorrência do elevado arrasto de ponta de asa que será discutido posteriormente, mas possui uma maior facilidade e um menor custo de fabricação; a trapezoidal possui uma eficiência aerodinâmica um pouco melhor que a retangular,

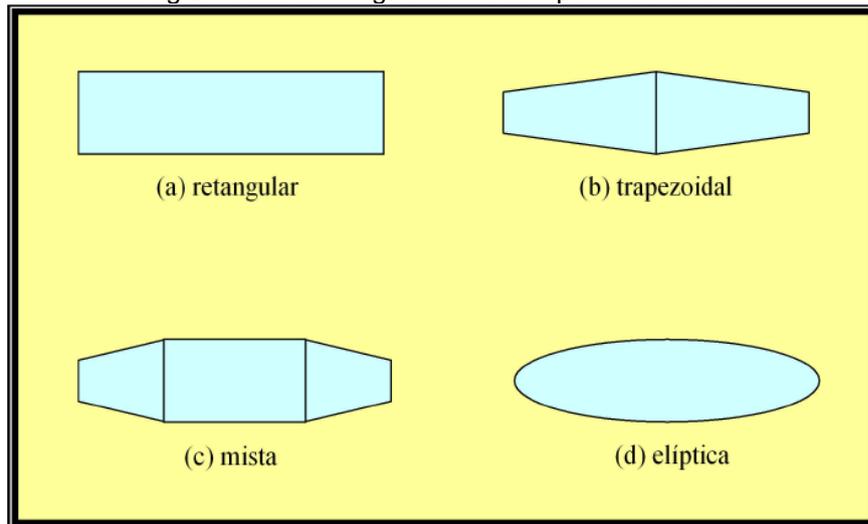
mas com uma construção mais complexa; já a elíptica é a forma que proporciona a máxima eficiência aerodinâmica, contudo é a de fabricação mais cara e difícil (RODRIGUES, 2014a, p. 54-55).

Figura 38 – Definições básicas de uma asa e outras características



Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2013, p. 304).

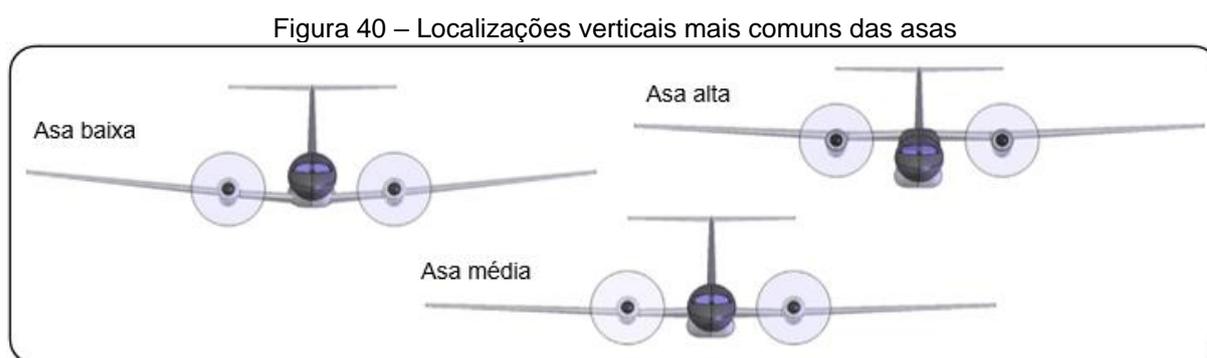
Figura 39 – Forma geométrica em planta das asas



Fonte: Rodrigues (2014a, p. 54).

Quanto a localização vertical da asa na fuselagem, a maioria das aeronaves são de asa alta, média ou baixa (Figura 40). De acordo com Rodrigues (2014a), a asa alta é a que apresenta a melhor eficiência aerodinâmica, além disso, aeronaves com esse tipo de asa possuem maior estabilidade lateral, porém com maior dificuldade à rolagem tendo em vista que o seu centro de gravidade (CG) está situado abaixo do seu CA e uma tendência à realização daquele movimento é

resistido por um momento restaurador gerado pelas forças peso e de sustentação. A asa média proporciona um menor arrasto de interferência entre a asa e a fuselagem, mas necessita de uma estrutura de fuselagem reforçada na união com a asa. Já a asa baixa contribui para o projeto do trem de pouso e melhora a manobrabilidade à rolagem da aeronave, entretanto com a menor estabilidade lateral dentre as três configurações uma vez que o seu CG está localizado abaixo do seu CA e qualquer tendência à ocorrência daquele movimento é favorecida por um momento desestabilizante produzido pelas forças peso e de sustentação.

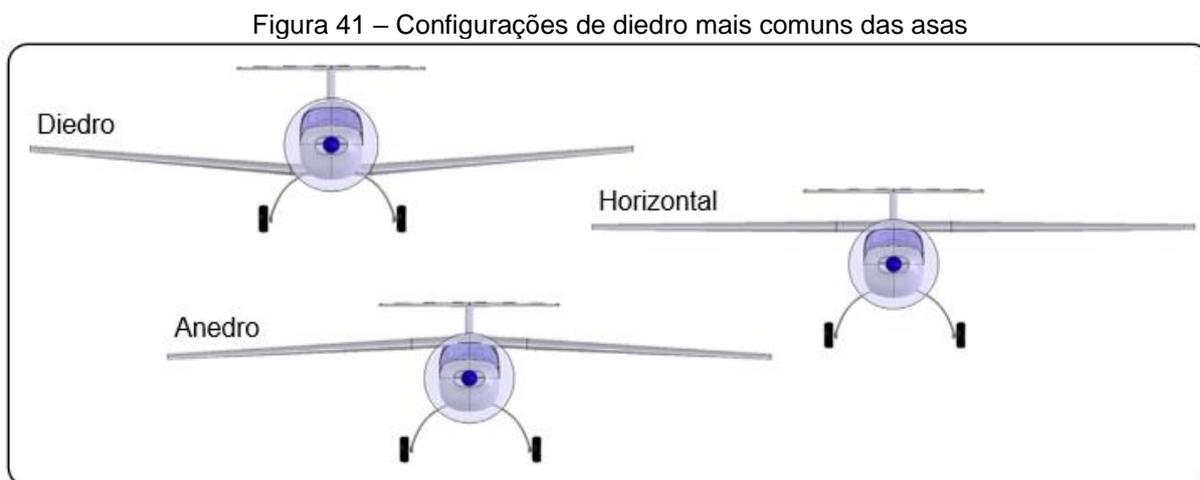


Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2013, p. 84).

O efeito solo, que atua como uma barreira aos vórtices de ponta de asa que serão vistos mais adiante, coopera com a geração de sustentação tanto quanto menor for a distância entre a asa e o solo. Sabendo disso, com respeito ao comprimento de pista necessário para decolagem ou pouso, as aeronaves de asa baixa são beneficiadas durante a decolagem (etapa em que ter mais sustentação é vantajoso), enquanto aquelas de asa alta são menos prejudicadas durante o pouso (etapa em que ter mais sustentação não é vantajoso).

Com o intuito de melhorar a estabilidade lateral da aeronave, seja aumentando-a ou reduzindo-a conforme a necessidade expressa por cada configuração de asa, pode-se inclinar os planos que contém cada uma das asas, direita e esquerda, ou mais precisamente os planos que possuem as linhas de corda de cada asa, em relação ao plano  $xOy$  da aeronave quando esta é vista de frente (ou de trás). A esse ângulo é dado o nome de ângulo de diedro. Segundo Gudmundsson (2013, p. 85 e 318), quando a ponta da asa aponta para cima, o ângulo de diedro é positivo e a configuração é simplesmente chamada de diedro, o que deixa a aeronave mais estável lateralmente; já quando a ponta da asa aponta

para baixo, o ângulo de diedro é negativo e a configuração é chamada de anedro, o que deixa a aeronave menos estável lateralmente; o diedro é neutro ou nulo quando as asas estão num mesmo plano (Figura 41). Dessa forma, em aeronaves modernas de asa baixa é comum empregar a configuração diédrica, enquanto em aeronaves de asa alta é comum empregar a configuração anédrica.



Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2013, p. 87).

Um outro ângulo que caracteriza a forma da asa é o ângulo de enflechamento. A determinação desse ângulo parte da identificação de uma linha que cruza as cordas dos perfis aerodinâmicos a uma mesma distância do bordo de ataque proporcional ao comprimento da corda de cada perfil, como pode-se observar na Figura 38. Por exemplo, a “linha de cordas  $c/4$ ” cruza cada corda a uma distância do bordo de ataque igual a 25% do comprimento da corda do respectivo perfil. Logo, é fácil perceber que tanto o bordo de ataque quanto o bordo de fuga da asa são linhas que satisfazem o critério de identificação exposto. A partir disso, o ângulo de enflechamento,  $\Lambda$ , de determinada linha de cordas da asa pode ser definido como o ângulo formado entre o eixo lateral da aeronave e a mesma linha de cordas considerada (Figura 38).

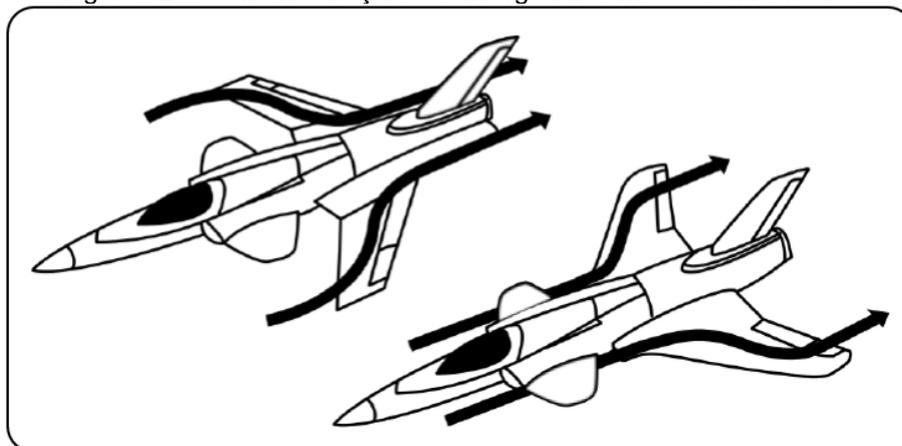
Conforme explica Anderson (1998, p. 422), para aeronaves supersônicas, um ângulo de enflechamento especialmente importante é o que se refere ao bordo de ataque da asa ( $\Lambda_{LE}$  na Figura 38); em geral este bordo deve ficar sempre atrás do cone de Mach para todas as faixas de velocidades supersônicas alcançáveis pela aeronave com o objetivo de reduzir o arrasto de onda provocado pelas ondas de choque. Já para aeronaves transônicas (tipicamente de Mach 0,8 a 1,2) e

subsônicas, o ângulo de enflechamento que possui maior relevância é aquele relativo à linha de cordas “c/4” ( $\Lambda_{c/4}$  na Figura 38) haja vista que a localização do CA da asa estará sobre ou muito próximo dela durante o voo.

Além de retardar o surgimento das ondas de choque em voos supersônicos, as quais modificam a distribuição de pressão ao longo da corda de cada seção da asa, outros fatores que justificam optar-se por asas enflechadas também em aeronaves não supersônicas são a redução da distância entre o CA da asa completa (direita e esquerda) e o CG da aeronave, a possibilidade de se afastar a caixa de asa da posição central da aeronave mediante alguma conveniência de projeto e, no caso do enflechamento para trás, o provimento de alívio aeroelástico ao reduzir o AOA da ponta da asa à medida que ela deflete para cima. (GUDMUNDSSON, 2013, p. 317 e 336).

Embora na grande maioria das aeronaves que possuem asas enflechadas, estas o sejam para trás (*backward-swept wing*), também existe a possibilidade de o enflechamento se dar para frente (*forward sweep*), como ocorre nas aeronaves *Sukhoi Su-47 Berkut* e *Grumman X-29*. Em ambos os casos ocorre o chamado fluxo na direção da envergadura ilustrado na Figura 42, mas enquanto no primeiro caso o sentido deste fluxo é da fuselagem para as pontas das asas, no segundo, o sentido se inverte. Aqui já é pertinente comentar que o resultado aerodinâmico desse fluxo é aumentar a espessura da camada limite nos perfis que ficam mais para trás da asa, sejam os perfis da ponta na asa enflechada para trás ou os perfis da raiz na asa enflechada para frente (LUNDVALL *et al.*, 2019, p. 11).

Figura 42 – Fluxo na direção da envergadura em asas enflechadas



Fonte: Lundvall *et al.* (2019, p. 11).

De acordo com Lundvall *et al.* (2019, p. 11-12), devido ao fenômeno descrito anteriormente, o estol para asas enflechadas sempre inicia na região deslocada para trás, o que provoca uma tendência de arfagem do nariz da aeronave para cima, condição especialmente perigosa tendo em vista que propicia à asa entrar cada vez mais na condição de estol, bem como a perda de controle pelos ailerons no caso de asas enflechadas para trás. Como mostrado em FAA (2018a, cap. 2, p. 14), uma solução que visa interromper o escoamento na direção da envergadura é a adoção de *wing fences* (Figura 43), que são nervuras sobre a superfície da asa alinhadas com a direção do vento relativo; outra solução menos comum é o *dogtooth*, uma espécie de corte em formato de dente que introduz uma descontinuidade no bordo de ataque da asa.

Figura 43 – *Wing Fences* de uma aeronave



Fonte: Adaptado de FAA (2018a, cap. 2, p. 14).

Para alcançar as características aerodinâmicas requeridas pelo projeto de uma aeronave, é muito comum que as asas possuam comprimentos de cordas que variam ao longo da sua envergadura. Sabendo disso, é fato que existem perfis em determinados pontos da envergadura cujas cordas tenham uma importância especial para a caracterização da asa; assim, Gudmundsson (2013, p. 304) chama a atenção para a corda média geométrica (MGC – *Mean Geometric Chord*, também mostrada na Figura 38) e a corda média aerodinâmica (MAC – *Mean Aerodynamic Chord*), esta última frequentemente designada por  $\bar{c}$ . Ambas podem ser calculadas para uma meia-asa de envergadura  $b/2$  e área em planta  $S/2$  por meio das Equações (8) e (9) apresentadas por Abbott e Doenhoff (1959, p. 27).

$$MGC = \frac{S}{b} = \frac{2}{b} \int_0^{b/2} c(y) dy \quad (8)$$

$$MAC = \bar{c} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c(y)^2 dy \quad (9)$$

A corda média geométrica é tal que, ao gerar uma asa retangular de mesma envergadura da asa original, aquela teria a mesma área em planta que esta tem; ao passo que, segundo Rodrigues (2014a, p. 60), a definição da corda média aerodinâmica provém da geração de momento de arfagem na asa, a saber: a corda média aerodinâmica é aquela que, ao ser multiplicada pela pressão dinâmica do escoamento, pela área em planta da asa e pelo coeficiente de momento em torno do CA da asa, fornece o valor do momento aerodinâmico em torno do CA da asa. Essa definição ficará expressa matematicamente pela equação do momento de arfagem gerado na asa, a qual será apresentada em breve.

Por fim, mas tão importante quanto as características já abordadas, estão o alongamento e a relação de afilamento. O alongamento, ou razão de aspecto (*AR – Aspect Ratio*), é uma medida que relaciona as dimensões longitudinais e transversais da asa, ou seja, ele mede o quão esbelta é a asa. A razão de aspecto de uma asa de geometria qualquer é determinada pela Equação (10), a qual pode ser expressa pela Equação (11) para uma asa retangular. Já a relação de afilamento (*taper ratio*),  $\lambda$ , é a razão entre os comprimentos das cordas na ponta e na raiz da asa conforme a Equação (12) (GUDMUNDSSON, 2013, p. 303-304).

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (10)$$

$$AR_R = \frac{b}{c} \quad (11)$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (12)$$

### 3.3.3.2 Características aerodinâmicas da asa

Da mesma forma que o perfil aerodinâmico, a asa de envergadura finita também possui características aerodinâmicas que precisam ser avaliadas de modo a se alcançar boas relações de compromisso entre as grandezas de interesse para a plena execução da tarefa a que a aeronave se destina. Tais características aerodinâmicas são o Coeficiente de Sustentação ( $C_L$  – *Lift Coefficient*), o Coeficiente

de Arrasto ( $C_D$  – *Drag Coefficient*), o Coeficiente de Momento ( $C_M$  – *Moment Coefficient*) e a Eficiência Aerodinâmica ( $C_L/C_D$ ); todos frequentemente representados na literatura por letras maiúsculas para diferenciá-los dos respectivos coeficientes para o perfil. Analogamente aos do perfil, os adimensionais acima citados dependem das características geométricas da asa, do número de Reynolds e do ângulo de ataque; atenção especial deve ser dada à dimensão linear característica no Reynolds que, dada a possibilidade da variação da corda ao longo da envergadura da asa, toma como base para o cálculo a corda média aerodinâmica como mostra a Equação (13) (RODRIGUES, 2014a, p. 28 e 62).

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot \bar{c}}{\mu} \quad (13)$$

O significado físico dessas características aerodinâmicas, a forma de determinação e a forma de apresentação delas respeitam tudo o que foi declarado para as características do perfil. Quanto ao  $C_M$ , geralmente ele é calculado para o CA da asa, o qual corresponde ao CA do perfil cuja corda coincide com a corda média aerodinâmica. Desde que o  $C_L$ , o  $C_D$  e o  $C_M$  sejam conhecidos, as Forças de Sustentação ( $L$  – *Lift*) e de Arrasto ( $D$  – *Drag*) e o Momento de Arfagem ( $M_{CA}$ ) atuantes na asa podem ser obtidos pelas Equações (14), (15) e (16) (RODRIGUES, 2014a, p. 63).

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \quad (14)$$

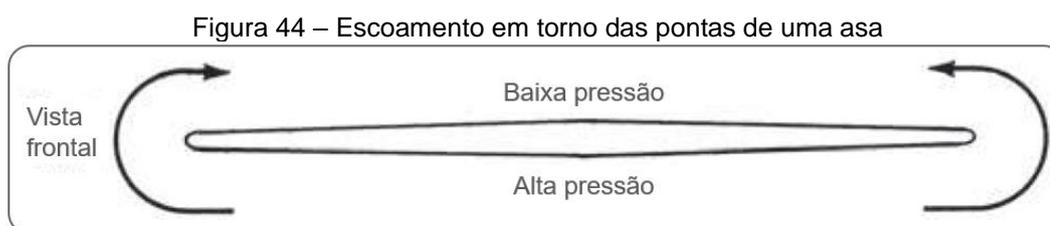
$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \quad (15)$$

$$M_{CA} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_M \quad (16)$$

Fazendo um comparativo entre as Equações (5), (6) e (7) e as Equações (14), (15) e (16) é possível perceber que, além das diferenças de letras minúsculas e maiúsculas na notação dos coeficientes aerodinâmicos, o último conjunto de equações parece ser obtido a partir da multiplicação do primeiro conjunto pela envergadura da asa ( $b$ ), pelo menos se for considerada uma asa de formato em planta retangular, onde  $S = b \cdot c$ . Com isso, uma vez que a dimensão longitudinal da asa já tenha sido levada em consideração da forma citada acima, a exemplo de

Rodrigues (2014a, p. 64) seria natural se perguntar se os coeficientes aerodinâmicos da asa seriam os mesmos daqueles calculados para o perfil nas mesmas condições de escoamento ( $Re$ ) e ângulo de ataque.

Antes que essa importante indagação seja respondida, é válido lembrar que o comportamento aerodinâmico de um perfil pode ser entendido como o comportamento de uma asa idealizadamente concebida com envergadura infinita. Dessa forma, é possível suspeitar corretamente que a existência de pontas em uma asa real produz uma alteração, de maneira mais ou menos intensa, no escoamento em torno do perfil que compõe cada seção transversal da asa. Anderson (2017, p. 427-428) explica que essa alteração ocorre devido à diferença de pressão que existe entre as regiões superior e inferior da asa, cuja natureza já foi investigada anteriormente. Quando essa diferença de pressão “encontra” o final da asa, em sua direção longitudinal, a região de pressão mais alta (intradorso) empurra parte do fluido para a região de pressão mais baixa (extradorso) conforme é mostrado na Figura 44.

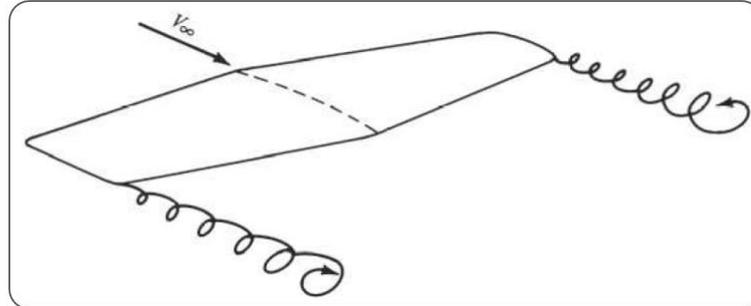


Fonte: Adaptado de Anderson (2017, p. 427).

Apesar desse movimento ter origem na ponta da asa, padrões circulares de ar em movimento são verificados numa vizinhança ao redor daquela região, no que fica conhecido por vórtices de ponta de asa. Além de se propagarem para jusante da asa com a movimentação do vento relativo, como elucidada a Figura 45, os vórtices também induzem uma componente de velocidade para baixo sobre a asa, tipicamente referenciada na literatura como *downwash*, que altera localmente a direção do vento relativo em cada seção da asa seguindo um padrão de intensidade decrescente da ponta para a raiz. Pela Figura 46 pode-se perceber que a velocidade induzida para baixo ( $\vec{w}$ ) se soma à velocidade do escoamento não perturbado, ou vento relativo ( $\vec{V}_\infty$ ), gerando o vento relativo local. Assim, o ângulo de ataque, agora intitulado “ângulo de ataque geométrico”, sofre uma redução pelo ângulo de ataque

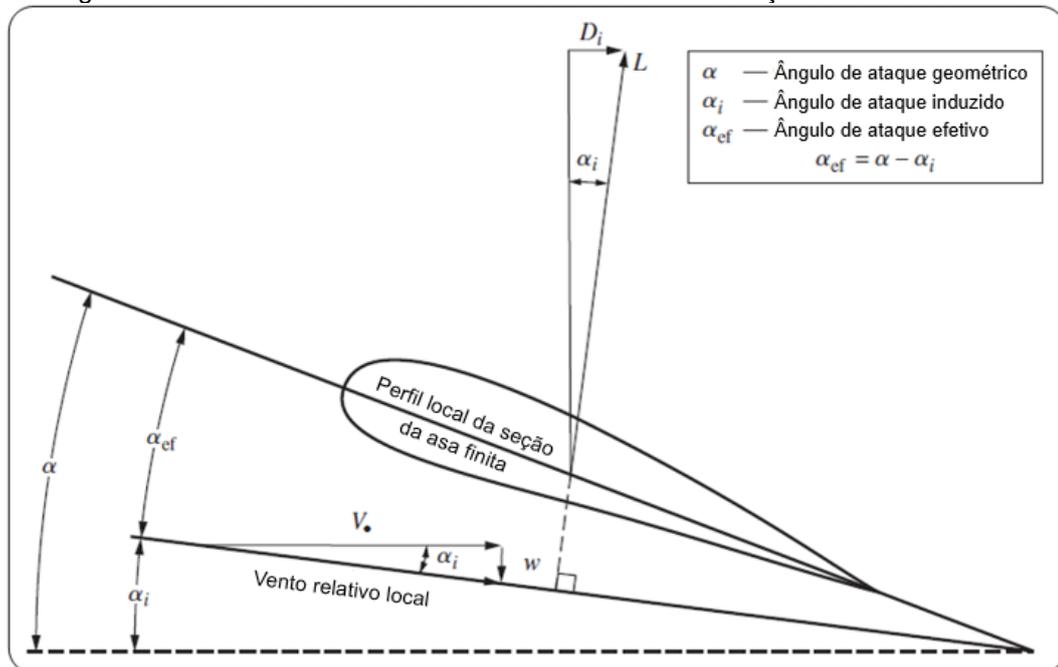
induzido ( $\alpha_i$ ) para gerar o ângulo de ataque efetivo ( $\alpha_{ef}$ ) segundo a Equação (17). O  $\alpha_i$  normalmente é muito pequeno, o que permite realizar a aproximação da Equação (18) (ANDERSON, 2017, p. 428-430; RODRIGUES, 2014a, p. 65-66).

Figura 45 – Vórtices de ponta de asa



Fonte: Anderson (2017, p. 428).

Figura 46 – Efeito do *downwash* no escoamento local na seção de uma asa finita



Fonte: Adaptado de Anderson (2017, p. 429).

$$\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_i \quad (17)$$

$$\tan \alpha_i = \frac{w}{V_\infty} \cong \alpha_i \quad (18)$$

Sabendo que o ângulo de ataque está diretamente relacionado à geração de sustentação e que o  $\alpha_{ef}$  é sempre inferior ao  $\alpha$ , cada perfil produz menos sustentação em uma asa real do que produziria se fosse analisado pelo modelo de

escoamento bidimensional. Como consequência disso, a asa real produz menos sustentação que a soma de suas seções analisadas isolada e bidimensionalmente. Portanto, os coeficientes aerodinâmicos da asa diferem dos respectivos coeficientes do perfil e, mais especificamente, o  $C_L$  para cada AOA é sempre inferior ao  $c_l$  em um mesmo nº de Reynolds (ANDERSON, 2017, p. 430; RODRIGUES, 2014a, p. 66).

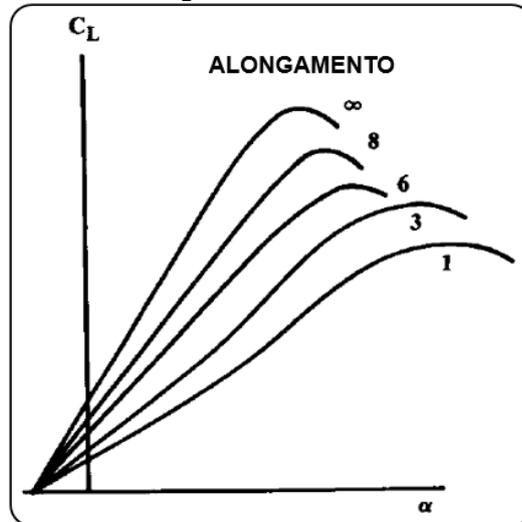
Tendo em vista a forma como a direção da força de sustentação é determinada, nota-se que o vento relativo local, inclinado de  $\alpha_i$  em relação ao vento relativo global, faz com que a sustentação gerada localmente pelo perfil esteja inclinada do mesmo ângulo em relação à direção perpendicular ao vento relativo global (Figura 46). Assim, além do impacto dos vórtices de ponta de asa na produção de sustentação, em cada seção esta mesma força, que já é uma componente da força resultante aerodinâmica, possui uma componente na direção do vento relativo global, ou seja, uma componente de arrasto. A esse arrasto inerentemente resultante da geração de sustentação é dado o nome de arrasto induzido (*induced drag*), denotado por  $D_i$  na Figura 46 e na literatura aeronáutica em geral (ANDERSON, 2017, p. 430).

Uma vez que a ponta da asa atua como elemento intrínseco de diferenciação geométrica e aerodinâmica entre ela e os perfis que a compõem, a envergadura associada à área em planta pode ser vista como uma característica que influencia no alcance que os efeitos de ponta possuem sobre a asa. Logo, o alongamento se mostra como um parâmetro de relevância para o estudo da geração de sustentação pela asa. Analisando algumas curvas de  $C_L \times \alpha$  para diferentes ARs na Figura 47 é possível observar que, à medida que o AR aumenta, a derivada da região linear da curva também aumenta, bem como o  $C_{L_{máx}}$  alcançado, sendo o perfil aerodinâmico apresentado como uma condição limite onde o AR tende ao infinito (RAYMER, 1992, p. 264).

Ainda, de acordo com Rodrigues (2014a, p. 69), duas características interessantes de serem observadas são a independência do AOA para sustentação nula em relação ao alongamento, que pode ser constatado no ponto para onde convergem todas as curvas quando o AOA vai diminuindo (Figura 47); e a redução do AOA para sustentação máxima à medida que o AR aumenta, isto é, asas de elevado alongamento entram em condição de estol antes que asas de baixo

alongamento quando o AOA aumenta (Figura 47). Este último resultado será comentado mais adiante.

Figura 47 – Efeito do alongamento na curva de sustentação da asa



Fonte: Adaptado de Raymer (1992, p. 264).

Alguns modelos analíticos encontrados na literatura podem ser empregados no cálculo do coeficiente angular ( $a$ ) da curva característica do  $C_L$  para diferentes ARs. Para asas de baixo alongamento ( $AR < 4$ ), uma boa estimativa é dada pela equação de Helmbold (Equação (19)). Já para asas de elevado alongamento ( $AR \geq 4$ ), a Equação (20) é mais indicada. Em ambas as equações vale lembrar que  $a_0$  é a derivada da região linear da curva do perfil que deu origem à asa (ANDERSON, 2017, p. 474; RODRIGUES, 2014a, p. 66-67).

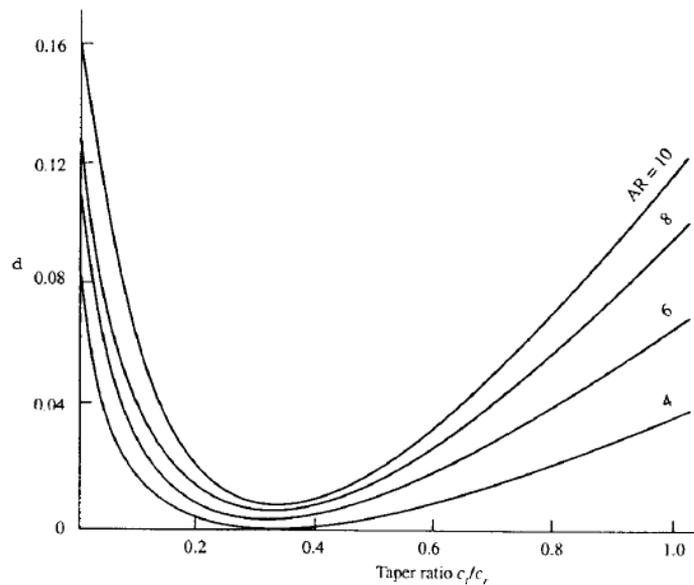
$$a_{baixo\_AR} = \frac{a_0}{\sqrt{1 + \left(\frac{a_0}{\pi \cdot AR}\right)^2} + \frac{a_0}{\pi \cdot AR}} \quad (19)$$

$$a_{elev\_AR} = \frac{a_0}{1 + \left(\frac{a_0}{\pi \cdot e \cdot AR}\right)} \quad (20)$$

Na Equação (20), o termo  $e$  é a eficiência de envergadura, que pode ser calculada pela Equação (21). Enquanto nesta última equação, o termo  $\delta$  é o fator de arrasto induzido, que varia com o alongamento e com a relação de afilamento ( $\lambda$ ) e pode ser obtido por meio das curvas da Figura 48 (RODRIGUES, 2014a, p. 67).

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (21)$$

Figura 48 – Variação do fator de arrasto induzido



Fonte: Rodrigues (2014a, p. 67).

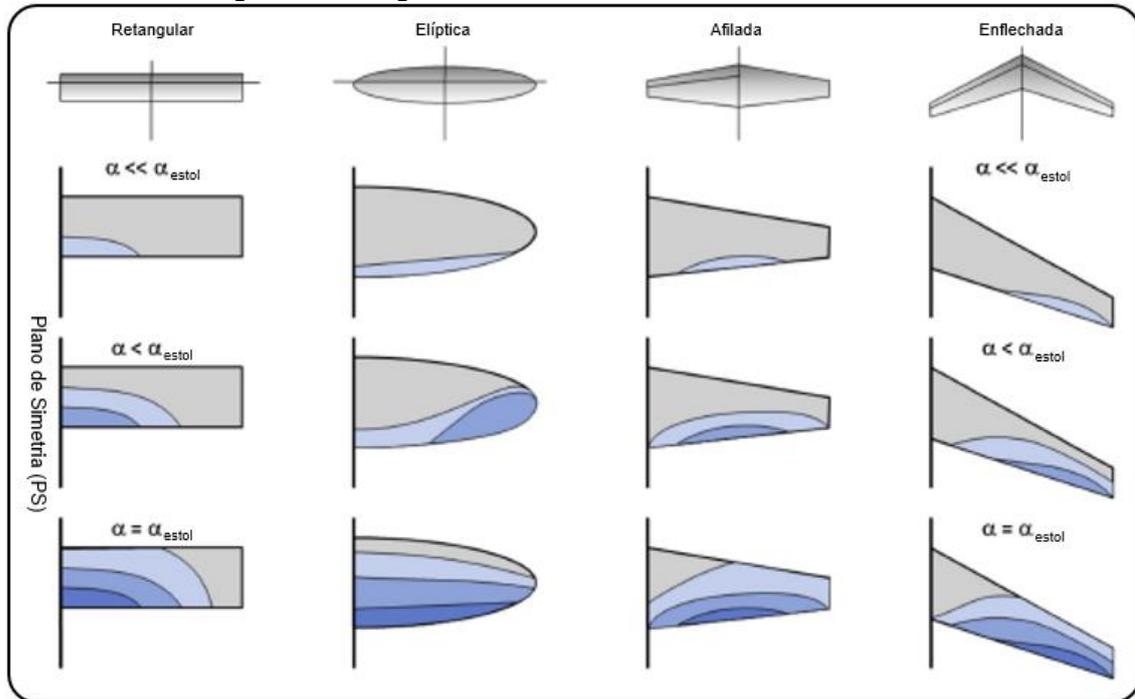
Relações semelhantes às já comentadas podem ser identificadas entre as curvas dos coeficientes de sustentação do perfil e de uma asa enflechada. Nesse caso, a menor sustentação produzida pela asa se deve ao fato de que a componente de velocidade atuante ao longo da corda ( $\vec{u}$ ) é menor para uma asa enflechada ( $\|\vec{u}\| = V_\infty \cdot \cos \Lambda$ ) que para uma asa não enflechada ( $\|\vec{u}\| = V_\infty$ ), ficando a diferença de pressão reduzida por esse motivo. Uma equação apresentada por Kuchemann (Equação (22)) pode ser utilizada na determinação aproximada do  $\alpha$  (ANDERSON, 2017, p. 474; RODRIGUES, 2014a, p. 69).

$$\alpha_{enfle} = \frac{a_0 \cdot \cos \Lambda}{\sqrt{1 + \frac{a_0 \cdot \cos \Lambda}{(\pi \cdot AR)^2} + \frac{a_0 \cdot \cos \Lambda}{\pi \cdot AR}}} \quad (22)$$

Assim como foi comentado para o perfil, o estol da asa acontece por causa do descolamento do escoamento na superfície superior da asa, sendo este, por sua vez, causado pelo gradiente de pressão adverso que aumenta conforme o ângulo de ataque cresce. Um dos seus efeitos é a perda repentina da capacidade de gerar sustentação pela asa, porém como o escoamento pode apresentar características diferentes ao longo da envergadura, regiões distintas da asa podem “estolar” primeiro que outras, e isso é o que normalmente acontece como pode ser

constatado na Figura 49, que mostra como o estol se propaga em diferentes formas de asa (GUDMUNDSSON, 2013, p. 367-369; RODRIGUES, 2014a, p. 73).

Figura 49 – Progressão do estol em diferentes formas de asa



Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2013, p. 370).

Voltando à análise dos efeitos do alongamento na curva de sustentação da asa, as asas de baixo alongamento alcançam maiores ângulos de ataque sem experimentar a condição de estol porque os vórtices de ponta de asa, ao desenvolver padrões de velocidade para baixo no ar que flui sobre a asa, conseguem manter o escoamento aderido à superfície superior daquela mesmo para elevados AOAs. Esse é o comportamento do qual também se aproveitam pequenas superfícies instaladas próximo ao bordo de ataque de algumas asas conhecidas por geradores de vórtices (Figura 50) ou superfícies maiores instaladas na fuselagem ou nas naceles de motores chamadas *strakes* (Figura 51).

Como pode ser visto na Figura 49, o estol de asas enflechadas para trás tem início na ponta da asa, isso se deve a uma constatação já comentada anteriormente de que a espessura da camada limite cresce no sentido do fluxo ao longo da envergadura, o que retira cada vez mais energia do ar por meio do atrito viscoso entre suas moléculas. Segundo Lundvall *et al.* (2019, p. 11), tal condição é particularmente indesejada haja visto que normalmente os ailerons ficam localizados

naquela região e que o seu estol implicaria na perda do controle de rolagem. Por isso, Rodrigues (2014a, p. 76-77) pontua que é comum que asas enflechadas para trás possuam uma torção geométrica negativa (*geometric washout*,  $\Phi_G$ ), ou seja, no sentido de reduzir o ângulo de incidência e, conseqüentemente, o AOA das seções da asa de forma gradual da raiz para a ponta, conforme é possível visualizar na Figura 52.

Figura 50 – Geradores de vórtices



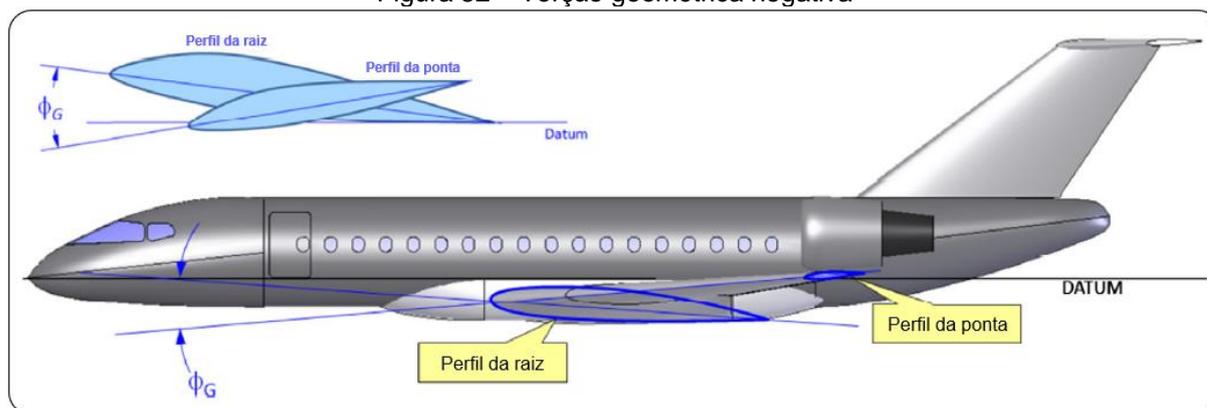
Fonte: FAA (2018a, cap. 1, p. 35).

Figura 51 – *Strake* montado na nacele do motor



Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2013, p. 981).

Figura 52 – Torção geométrica negativa



Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2013, p. 322).

### 3.4 DETERMINAÇÃO DE CARGAS

#### 3.4.1 Diagrama V-n

A condição de voo mais básica que uma aeronave encontra durante o seu serviço é o voo reto e nivelado. Para algumas delas, essa também é a condição na qual ela permanece a maior parte do tempo no ar, na etapa do voo conhecida como voo de cruzeiro. O voo é reto quando as 4 forças básicas que atuam sobre a aeronave (Figura 27) não produzem aceleração centrípeta; e é nivelado quando a trajetória do seu CG tem direção paralela à linha do horizonte. No voo de cruzeiro é comum, também, que a velocidade da aeronave não varie em intensidade, o que caracteriza o equilíbrio dinâmico das 4 forças básicas. Assim, qualquer perturbação nesse equilíbrio, mesmo que momentânea, é responsável por alterar o vetor velocidade do CG da aeronave.

Assim, não é difícil perceber que a condição de voo reto e nivelado não é uma das que mais solicitam uma estrutura aeronáutica. Ainda, apesar de não serem as únicas cargas que essa estrutura precisa resistir, aquelas que produzem acelerações na aeronave durante o voo são muito importantes, como as cargas de manobra e de rajadas de vento, especialmente quando as estruturas a serem analisadas são as superfícies cuja finalidade é interagir com o ar para gerar força aerodinâmica útil, a lembrar: asas, estabilizadores e superfícies de controle.

As maiores cargas que uma aeronave experimenta são chamadas de cargas limite, ou aplicadas. Todavia, sua estrutura sempre é projetada para suportar uma carga maior que a carga limite, sendo, aquela, chamada de carga última, ou de

projeto. O quociente entre a carga última e a carga limite é denominado fator de segurança e o seu valor é, tipicamente, igual a 1,5, que é o mesmo valor encontrado para a razão entre o limite de resistência à tração e o limite de escoamento da liga de alumínio 24ST (RAYMER, 1992, p. 335).

Uma vez que a variação na força de sustentação é, basicamente, a causa das manobras e a consequência das rajadas de vento, um parâmetro que expressa a sustentação de uma aeronave como um múltiplo do seu peso ou, em outras palavras, a aceleração do CG de uma aeronave na direção da sustentação como um múltiplo da aceleração da gravidade ( $g$ ), torna-se conveniente para a futura determinação das cargas. Esse parâmetro é denominado fator de carga ( $n$ ) e pode ser expresso matematicamente pela Equação (23).

$$n = \frac{L}{W} \quad (23)$$

Conforme adianta Raymer (1992, p. 335), em baixas velocidades o fator de carga fica limitado pela capacidade da aeronave em gerar sustentação, ao passo que em altas velocidades ele é limitado por um valor que se baseia no uso da aeronave, o fator de carga limite ( $n_{lim}$ ), o qual retrata a condição em que a sustentação alcança a carga limite. A Tabela 1 lista alguns fatores de carga limites comumente empregados no projeto de aeronaves para diferentes aplicações, nela é possível constatar também que os fatores de carga negativos são menores, em módulo, que os seus respectivos fatores positivos. Rodrigues (2014b, p. 114) lembra que isso é razoável já que uma aeronave dificilmente voa em condições de sustentação negativa.

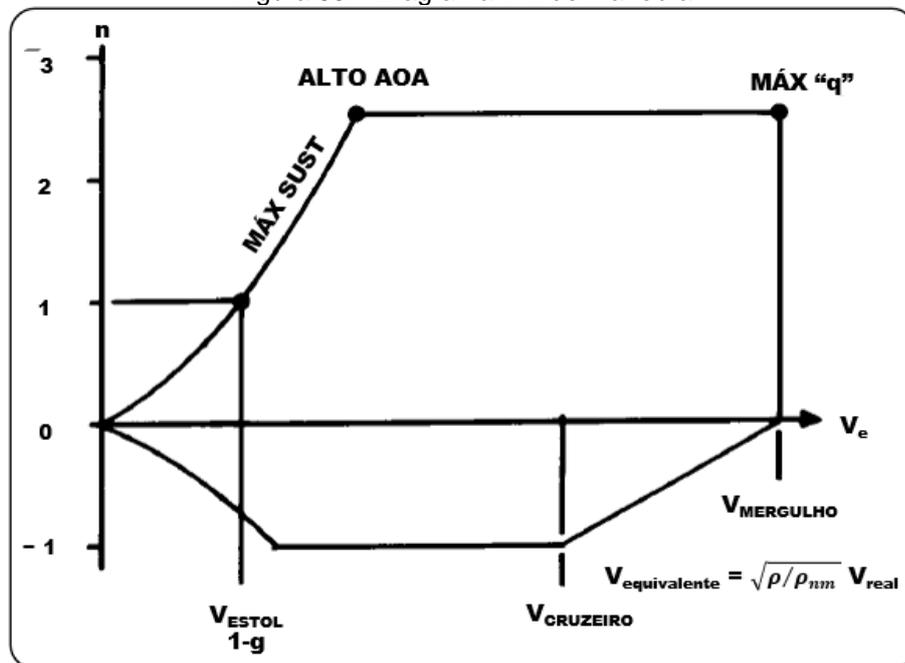
Tabela 1 – Fatores de carga limites típicos

<b>Aplicação</b>	<b><math>n_{positivo}</math></b>	<b><math>n_{negativo}</math></b>
Aviação geral – pequeno porte	2,5 a 3,8	- 1 a - 1,5
Aviação geral – utilitário	4,4	- 1,8
Aviação geral – acrobático	6	- 3
Caseiro	5	- 2
Transporte civil	3 a 4	- 1 a - 2
Bombardeiro estratégico	3	- 1
Bombardeiro tático	4	- 2
Caça	6,5 a 9	- 3 a - 6

Fonte: Adaptado de Raymer (1992, p. 336).

Uma maneira de representar graficamente as limitações do fator de carga em função da velocidade relativa do ar é por meio do diagrama V-n. Um exemplo desse diagrama pode ser observado na Figura 53, onde a primeira característica notável é a sua composição de curvas delimitando uma região interna e outra externa. Antes que qualquer análise mais aprofundada seja feita, vale ressaltar que a aeronave somente pode operar nas condições representadas pelos pontos internos ao diagrama. Essa restrição pode ter origem aerodinâmica, representada pelas duas curvas mais à esquerda no diagrama, determinadas pelo  $C_{L_{máx}}$  positivo ou negativo, fora das quais acontece o estol; ou origem estrutural, representada pelas quatro retas restantes, fora das quais a estrutura pode falhar por deformação plástica ou por ruptura (RODRIGUES, 2014a, p. 261-264).

Figura 53 – Diagrama V-n de manobra



Fonte: Adaptado de Raymer (1992, p. 337).

De acordo com a Equação (14), a força de sustentação na aeronave e, conseqüentemente, o fator de carga pode variar com a pressão dinâmica e com o coeficiente de sustentação durante o voo. Em última instância, estes dois parâmetros vão depender da altitude de voo, da velocidade do vento relativo e do ângulo de ataque. Para eliminar a dependência da altitude de voo, a velocidade na qual o diagrama V-n é traçado é a velocidade equivalente, que é a velocidade considerada no nível do mar que produz a mesma pressão dinâmica que a

velocidade real na altitude de voo; sua expressão matemática também está na Figura 53 (RAYMER, 1992, p. 338).

No que diz respeito à velocidade do vento relativo e ao ângulo de ataque, é possível realizar a seguinte análise pelo diagrama V-n: para um fator de carga fixo, ao reduzir a velocidade partindo de algum ponto dentro do diagrama, o ângulo de ataque precisa ser aumentado para preservar o fator de carga e vice-versa; enquanto para uma velocidade fixa, para aumentar o fator de carga partindo de algum ponto dentro do diagrama, o ângulo de ataque também precisa ser aumentado e vice-versa. Com isso, sempre que o ângulo de ataque aumenta, atenção deve ser dada à possibilidade de ocorrência do estol. Na primeira situação, o estol sempre acontece quando a velocidade é reduzida abaixo daquela estabelecida pela curva de máxima sustentação alcançável pela aeronave; já na segunda situação, o estol pode ocorrer se a velocidade estiver dentro da faixa abrangida por aquela mesma curva, noutro caso o ângulo de ataque fica limitado por aquele que produz o fator de carga limite.

Pela Figura 53 percebe-se que três pontos estão em destaque. O primeiro deles, da esquerda para a direita, está situado sobre a curva de máxima sustentação alcançável pela aeronave; ele corresponde ao ponto de menor velocidade com a qual o avião consegue manter o voo nivelado (fator de carga igual a 1), ou seja, a velocidade de estol. O segundo ponto encontra-se na interseção entre a curva de máxima sustentação e a curva de limite estrutural, que no diagrama é uma reta horizontal; ele corresponde ao ponto de menor velocidade com a qual o fator de carga limite pode ser alcançado sem a ocorrência do estol e, considerando o que já foi comentado anteriormente, é nele que se verifica o maior ângulo de ataque. O terceiro e último ponto representa a condição em que o avião voa na máxima pressão dinâmica, “q”, e com um ângulo de ataque que corresponde ao fator de carga limite (RAYMER, 1992, p. 336-338).

Além da velocidade de estol, outras quatro velocidades merecem ênfase. A velocidade do ponto de “alto AOA” é chamada por Rodrigues (2014a, p. 263) de velocidade de manobra,  $V^*$ , e ela pode ser determinada pela Equação (24). A velocidade máxima (não mostrada na Figura 53), segundo Rodrigues (2014a, p. 264), é a velocidade de máximo alcance, obtida pela análise das curvas de tração requerida e disponível da aeronave e do conjunto motor-hélice, respectivamente. A velocidade de cruzeiro não deve exceder 90% da velocidade máxima. E a

velocidade de mergulho, de acordo com Raymer (1992, p. 338), é tipicamente 50% maior que a velocidade de cruzeiro. Rodrigues (2014a, p. 264) acrescenta que a velocidade de mergulho é a velocidade mais crítica para uma aeronave, ela deve ser evitada e nunca excedida visto que acima dela podem ocorrer ruptura de componentes estruturais, comando reverso dos ailerons e instabilidades dinâmicas como o *flutter*.

$$V^* = V_{ESTOL} \cdot \sqrt{n_{lim}} \quad (24)$$

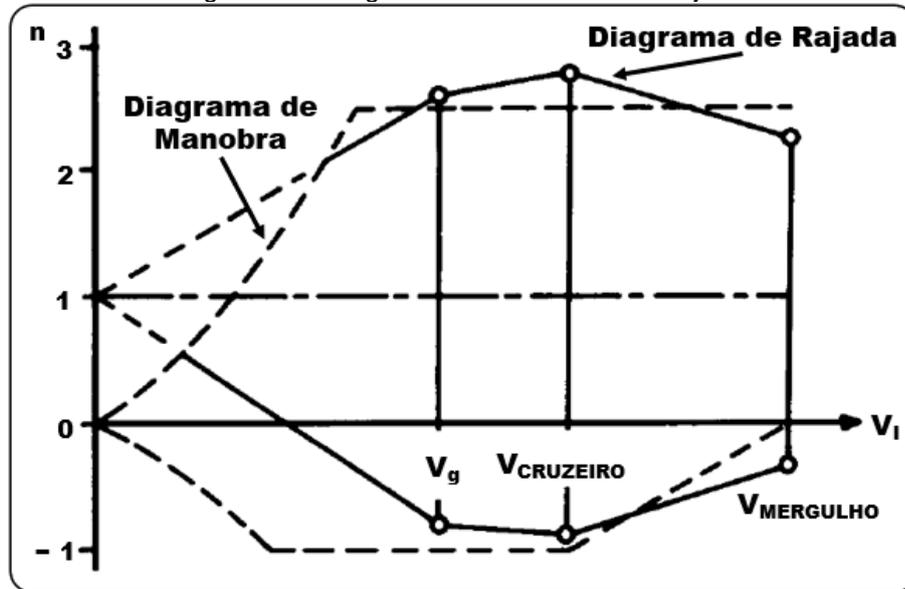
Como o próprio título da Figura 53 expressa, o diagrama V-n nela exposto é um diagrama de manobra. Isso significa que os fatores de carga por ele abrangidos têm como causa a variação intencional do ângulo de ataque da aeronave pelo seu sistema piloto (tripulação, controlador remoto ou controle autônomo) quando da execução de manobras, especificamente aquelas ditas simétricas, isto é, manobras em torno do eixo lateral da aeronave, onde apenas a força de sustentação e o movimento de arfagem são considerados (LOMAX, 1996, p. 5).

Contudo, como já foi mencionado, variações na sustentação e, portanto, no fator de carga, também são consequência da incidência de rajadas de vento na aeronave. Dessa forma, Raymer (1992, p. 338-341) também apresenta o diagrama V-n de rajadas, ilustrado aqui na Figura 54. Nessa figura, ambos os diagramas estão sobrepostos, mas somente o de rajadas está plotado em linha contínua à direita da curva de máxima sustentação, nela ainda pode-se notar que o diagrama referente às rajadas é simétrico em relação à linha de fator de carga igual a 1. Essa característica expressa o fato de que, de acordo com Raymer (1992, p. 338 e 340), a aeronave é considerada estando em voo reto e nivelado quando encontra uma rajada de vento que pode ser para cima ou para baixo. Conforme exposto na Figura 55, essa rajada, de velocidade  $U$ , produz uma variação no ângulo de ataque ( $\Delta\alpha$ ), que provoca a variação no fator de carga ( $\Delta n$ ) em torno de  $n = 1$ .

Sabendo que  $\Delta\alpha$  em geral é muito pequeno e assumindo que a rajada de vento afeta toda a aeronave de forma instantânea, Raymer (1992, p. 339) mostra que o  $\Delta n$  pode ser determinado pela Equação (25). Nessa equação, a inclinação da curva do coeficiente de sustentação da asa,  $\alpha$ , deve ser fornecida em  $\text{rad}^{-1}$  para preservar a consistência dimensional daquela; e uma característica importante de

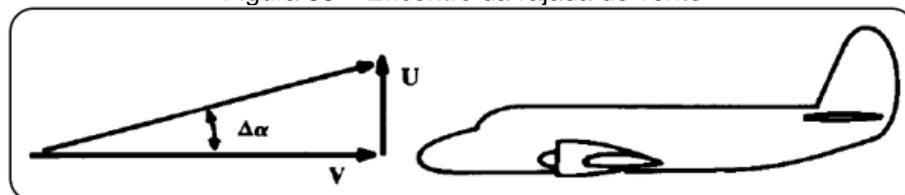
ser notada é que, para uma determinada velocidade de rajada, a variação no fator de carga é proporcional à velocidade de voo ( $V$ ), isto é, nessa condição o fator de carga ( $n = 1 + \Delta n$ ) fica representado graficamente por uma reta de coeficiente linear igual a 1 e coeficiente angular (derivada) determinado por  $U$  e demais fatores.

Figura 54 – Diagrama V-n de manobra e rajada



Fonte: Adaptado de Raymer (1992, p. 341).

Figura 55 – Encontro da rajada de vento



Fonte: Raymer (1992, p. 338).

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{W} = \frac{\rho \cdot U \cdot V \cdot a}{2 \cdot W / S} \quad (25)$$

Segundo Raymer (1992, p. 339), as rajadas de vento tendem a seguir um padrão de aumento de intensidade como um cosseno, isso poderia ser entendido, qualitativamente, que à medida que a aeronave vai passando pela rajada, o acréscimo de carga na estrutura vai diminuindo em virtude da velocidade que a aeronave vai adquirindo na direção da rajada. Assim, para tratar o modelo de forma mais realista, um fator de alívio de rajada ( $K$ ) é introduzido na velocidade de rajada considerada ( $U_{de}$ ) (Equação (26)). O subscrito “e” nesta última velocidade indica se

tratar de uma velocidade equivalente e o subscrito “d” indica que esta velocidade é derivada de dados de voos de teste.

$$U = K \cdot U_{de} \quad (26)$$

O fator de alívio de rajada para voos subsônicos pode ser calculado pela Equação (27), onde a razão de massa (MR – do inglês, *Mass Ratio*), fornecida pela Equação (28), foi concebida para considerar o fato de que um avião menor e mais leve sofre menos carga na estrutura ao ser acelerado na direção da rajada. A  $U_{de}$  vertical padrão adotada desde muitos anos é de 30 ft/s (cerca de 32,9 km/h) para velocidades de voo de até a velocidade de cruzeiro; acima dessa velocidade, a  $U_{de}$  pode ser considerada linearmente decrescente até 15 ft/s (cerca de 16,5 km/h) na velocidade de mergulho (RAYMER, 1992, p. 339).

$$K = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} \quad (27)$$

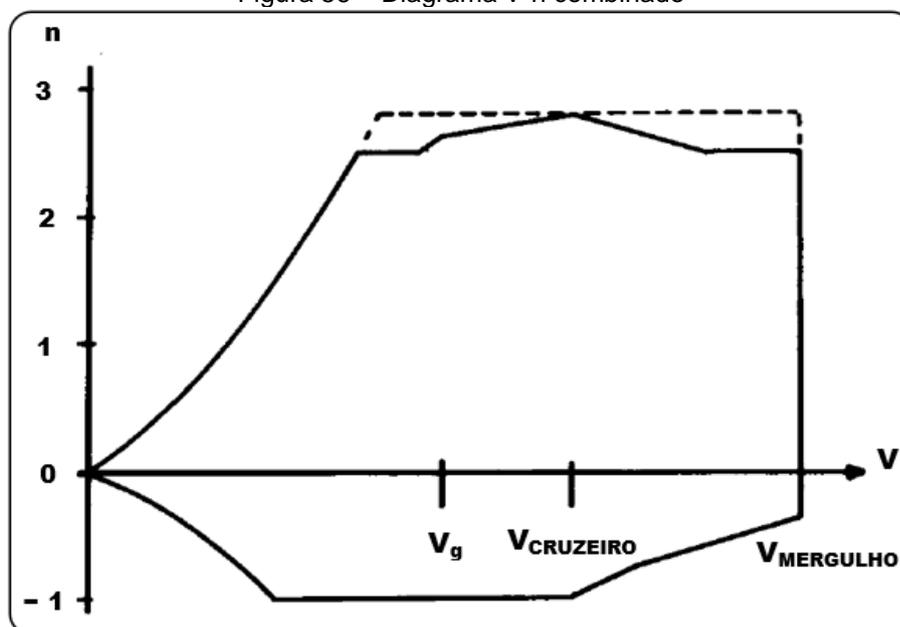
$$MR = \frac{2 \cdot (W/S)}{\rho \cdot g \cdot MGC \cdot a} \quad (28)$$

Na Figura 54, os dois pontos em destaque na região superior direita do diagrama são resultados da aplicação das velocidades de rajada supracitadas com as suas respectivas velocidades de voo para obtenção do  $\Delta n$ . Uma outra velocidade de voo em destaque é a máxima velocidade em turbulência ( $V_g$ ), até a qual é admitida  $U_{de}$  superior à da velocidade de cruzeiro. Na verdade, as velocidades de rajada equivalentes derivadas mudam de acordo com a altitude de forma inversamente relacionada, porém tais velocidades aceitáveis sempre decrescem com o aumento da velocidade de voo para uma altitude determinada. Para velocidades de voo acima da  $V_g$ , assume-se que os pontos em destaque são unidos por segmentos de reta, o que configura uma atitude mais conservativa haja vista que os  $\Delta n$ 's prescritos pela Equação (25) resultam em fatores de carga inferiores aos segmentos no intervalo de velocidades de voo considerado (RAYMER, 1992, p. 339-340).

Como finaliza Raymer (1992, p. 340), os diagramas de manobra e de rajada podem ser combinados para mostrar o fator de carga limite crítico em cada velocidade (Figura 56). Além disso, desde que os fatores de carga de rajada sejam

maiores que o fator de carga limite estabelecido para manobras, pode ser desejável estender este ao maior daqueles, como é indicado pelas linhas tracejadas na Figura 56.

Figura 56 – Diagrama V-n combinado



Fonte: Adaptado de Raymer (1992, p. 341).

### 3.4.2 Modelos analíticos

Como aborda Rodrigues (2014a, p. 25), o estudo dos fenômenos abrangidos pela aerodinâmica vão muito além de fornecer base para o cálculo estrutural, em verdade ele contribui fundamentalmente para o projeto global da aeronave, onde a determinação de uma melhor configuração aerodinâmica impacta diretamente no desempenho e na estabilidade daquela. Apesar desse fato, em última instância, o que se almeja para os objetivos do presente trabalho é uma forma de definir a distribuição de força pela superfície do VANT. Ainda segundo Rodrigues (2014a, p. 84), a predição acurada das forças aerodinâmicas sobre a superfície de uma aeronave abrange uma série de cálculos complexos, frequentemente ficando a cargo de experimentos em túnel de vento ou mesmo de programas de dinâmica de fluidos computacional, ou CFD (do inglês, *Computational Fluid Dynamics*).

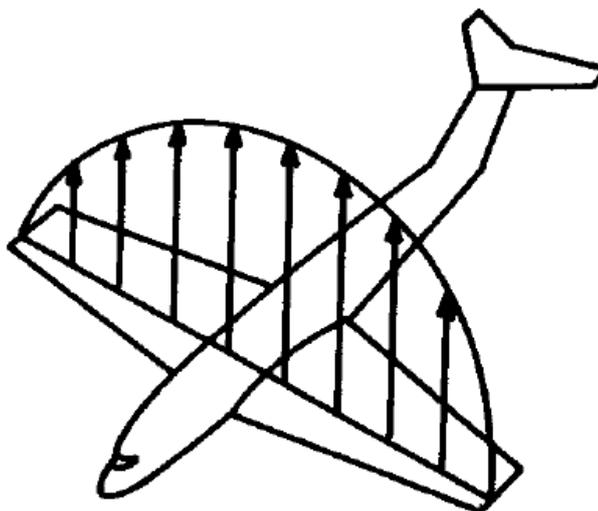
A expansão do uso de métodos numéricos computacionais dos problemas de elasticidade de sólidos para os problemas de escoamento de fluidos, associada às significativas melhorias apresentadas pelos sistemas computacionais modernos,

trouxe vantagens indiscutíveis ao seu emprego na análise aerodinâmica. Mesmo assim, os modelos analíticos ainda se apresentam como uma alternativa de considerável relevância, seja como uma fonte de estimativas prévias ou tendo-se em vista que nem sempre sistemas computacionais de alta performance estão disponíveis.

#### 3.4.2.1 Sustentação nas asas

Uma vez que as asas são os principais elementos de produção de sustentação de uma aeronave, o modelo apresentado a seguir foi desenvolvido para determinar a distribuição daquela força ao longo da envergadura da asa, como pode ser observada na Figura 57, e se baseia na teoria clássica da linha sustentadora de Prandtl (RAYMER, 1992, p. 342; RODRIGUES, 2014a, p. 80).

Figura 57 – Distribuição de sustentação ao longo da envergadura



Fonte: Raymer (1992, p. 342).

Esse modelo se aplica ao caso particular em que as asas possuem a forma elíptica, mas serve de base para aproximações que permitem obter a distribuição de sustentação para uma asa de formato em planta qualquer. A fundamentação física dele envolve a existência da componente de velocidade *downwash* que surge como consequência dos vórtices de ponta de asa. Como já foi discutido, essa componente de velocidade, com módulo crescente da raiz para a ponta da asa, reduz o ângulo de ataque efetivo, diminuindo, portanto, a força de sustentação produzida (RAYMER, 1992, p. 342; RODRIGUES, 2014a, p. 80).

A aplicação da teoria da linha sustentadora de Prandtl permite estimar a circulação ( $\Gamma$ ) ao longo da envergadura da asa, isto é, ao longo da coordenada “y”. Para uma asa de formato elíptico o resultado é apresentado na Equação (29), onde o subscrito  $\infty$  é usado para denotar propriedades do fluxo livre e  $L$  é a força de sustentação total produzida pela asa (ANDERSON, 2017, p. 442-444).

$$\Gamma(y)_E = \frac{4 \cdot L}{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot b \cdot \pi} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b}\right)^2} \quad (29)$$

De acordo com Anderson (2017, p. 176-177), a circulação é definida como “o negativo da integral de linha do campo vetorial de velocidades em torno de uma curva fechada no fluxo”. O negativo é aplicado porque na aerodinâmica é conveniente considerar a circulação no sentido horário como sendo positiva, enquanto as integrais de linha são convencionalmente positivas no sentido anti-horário. Também, ainda que a palavra “circulação” seja tipicamente entendida como a execução de movimentos circulares, o seu significado aqui não necessariamente implica que as partículas de fluido estão se movendo em círculos, mas que a integral de linha assumirá um valor finito.

Uma importante relação da aerodinâmica teórica estabelece que “a sustentação por unidade de envergadura em um corpo bidimensional é diretamente proporcional à circulação em torno do corpo”. Esse resultado, expresso matematicamente pela Equação (30), foi obtido de maneira independente pelo matemático alemão M. Wilhelm Kutta e pelo físico russo Nikolai E. Joukowski na primeira década do século XX e, por isso, recebeu o nome de teorema de Kutta-Joukowski. Aqui é necessário ter em mente que esse teorema simplesmente fornece uma maneira alternativa de expressar as consequências da distribuição de pressão sobre a superfície, não sendo muito apropriado dizer que a circulação causa a sustentação (ANDERSON, 2017, p. 275 e 284).

$$L(y) = \rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot \Gamma(y) \quad (30)$$

Substituindo a Equação (29) na Equação (30) obtém-se a distribuição elíptica de sustentação ( $L(y)_E$ ) ao longo da envergadura, conforme mostra a Equação (31).

$$L(y)_E = \frac{4 \cdot L}{b \cdot \pi} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b}\right)^2} \quad (31)$$

Para asas de formato distinto do elíptico e sem torção geométrica, a aproximação de Schrenk (1940 *apud* RAYMER, 1992, p. 342) é um bom método semiempírico. Ele assume que a distribuição de sustentação pode ser estimada pela média aritmética entre as distribuições produzidas pelo modelo de asa em questão e por uma asa elíptica de mesma área e mesma envergadura. Dessa maneira, para uma asa trapezoidal, comumente encontrada na indústria aeronáutica, a variação da corda ao longo da meia-envergadura é dada pela Equação (32), com origem na raiz da asa. Ao multiplicar ambos os lados dessa equação por  $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_L$ , tem-se a distribuição trapezoidal de sustentação conforme a Equação (33).

$$c(y)_T = \frac{2 \cdot S}{(1+\lambda) \cdot b} \cdot \left[1 - \frac{2 \cdot y}{b} \cdot (1 - \lambda)\right] \quad (32)$$

$$L(y)_T = \frac{2 \cdot L}{(1+\lambda) \cdot b} \cdot \left[1 - \frac{2 \cdot y}{b} \cdot (1 - \lambda)\right] \quad (33)$$

Finalmente, a Equação (34) exprime matematicamente a aproximação de *Shrenk*, onde o subscrito “TS” indica se tratar de uma distribuição de carga Trapezoidal obtida pela aproximação de *Shrenk*.

$$L(y)_{TS} = \frac{L(y)_T + L(y)_E}{2} \quad (34)$$

#### 3.4.2.2 Arrasto nas asas

Quanto à força de arrasto, é conhecido que esse tipo de carga tende a ser maior nas proximidades das pontas das asas. Logo, a distribuição dessa força ao longo da meia-envergadura pode ser aproximada por dois setores de carregamento constante, cada. O primeiro carregado com 95% do arrasto médio distribuído ( $D/(b/2)$ ), indo da raiz da asa à 80% da meia-envergadura; e o segundo carregado com 120% do arrasto médio, de 80% da meia-envergadura à ponta da asa (RAYMER, 1992, p. 344).

### 3.4.3 Normas de projeto

Esta subseção é dedicada à apresentação de um resumo sobre o que as normas de projeto especificam em relação à determinação das cargas atuantes na aeronave. Para isso, foi utilizada como base a norma *Certification Specification for Very Light Aeroplanes* (CS-VLA), emitida pela *European Aviation Safety Agency* (EASA, 2018), pelo fato de ser a norma empregada no projeto da aeronave-modelo conforme citado em Panagiotou (2019, p. 1081); também foi confirmada a aplicabilidade da referida norma ao tipo de aeronave em estudo.

Além da norma CS-VLA, foi consultada a norma *Federal Aviation Regulation – Part 23* (FAR-23), emitida pela *Federal Aviation Administration* (FAA, 2001), a agência de transporte aéreo do governo dos Estados Unidos. Com isso, foi observada uma concordância muito grande entre as prescrições de ambas as normas no que tange ao objeto da consulta, ou seja, à determinação dos carregamentos, tanto em relação material textual quanto aos modelos matemáticos, gráficos e diagramas apresentados.

Aqui é importante mencionar que, no que diz respeito ao carregamento de manobras e rajadas simétricas nas asas, as normas não especificam como as cargas devem ser distribuídas ao longo da superfície da aeronave, elas se limitam a expor os requisitos que devem ser atendidos pelo projeto. Assim, nesses casos serão admitidos os modelos de carregamento já apresentados anteriormente. Para as cargas de rajada foi constatado que a teoria extraída de Raymer (1992) está plenamente de acordo com as referidas normas, eximindo-se assim da necessidade de repeti-la nesta subseção.

#### 3.4.3.1 Cargas nos ailerons

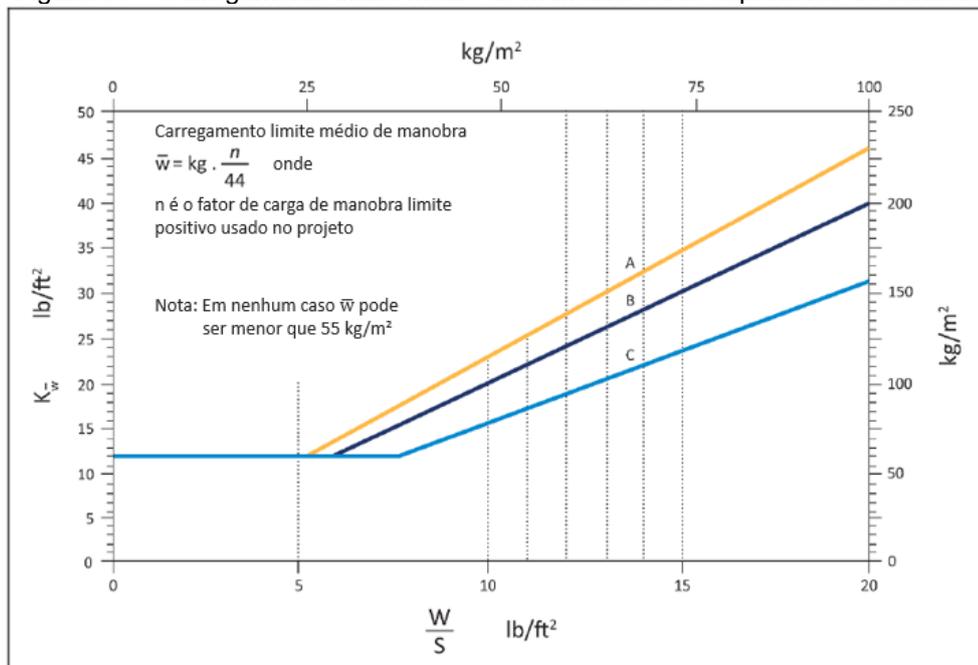
O parágrafo 455 da CS-VLA (2018, p. 57), ou simplesmente CS-VLA 455 como serão mencionadas as subseções daqui em diante, especifica que os ailerons devem ser projetados para resistir aos esforços gerados por três condições de rolagem:

- a) deflexão máxima repentina do aileron na velocidade de voo igual a velocidade de manobra;

- b) deflexão suficiente do aileron na velocidade de voo de cruzeiro para produzir uma velocidade de rolagem não inferior àquela obtida pela condição a);
- c) deflexão suficiente do aileron na velocidade de voo de mergulho para produzir uma velocidade de rolagem não inferior a 1/3 daquela obtida pela condição a).

A CS-VLA 349 (2018, p. 42) estabelece que as cargas geradas por tais condições devem ser combinadas com um fator de carga de no mínimo 2/3 do fator de carga positivo de manobra. Além disso, o Apêndice B.11.(c) da norma considerada (2018, p. 181) orienta o cálculo da carga média ( $\bar{w}$ ) sobre a superfície do aileron. Sabendo da carga alar ( $M/S = W/(g \cdot S)$ ) da aeronave, é possível determinar o parâmetro  $K_{\bar{w}}$  pela curva B da Figura 58, por meio do qual pode-se calcular  $\bar{w}$  a partir da Equação (35).

Figura 58 – Carregamento limite médio de manobra sobre superfícies de controle



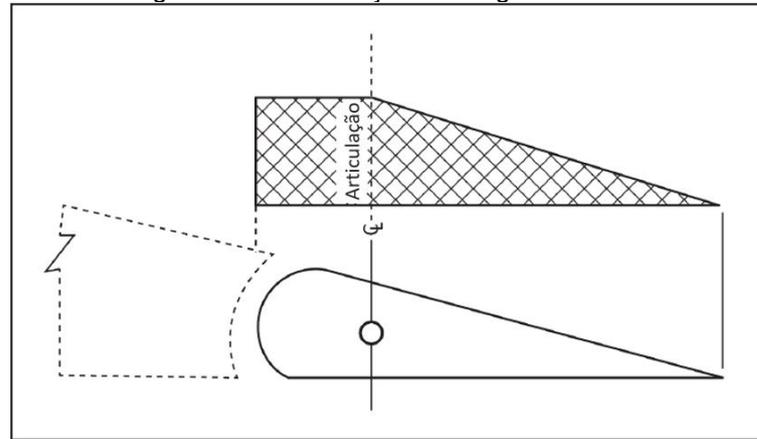
Fonte: Adaptado de CS-VLA (2018, p. 181).

$$\bar{w} = K_{\bar{w}} \cdot g \cdot \frac{n^+_{lim}}{44} \quad (35)$$

O apêndice supracitado indica que  $\bar{w}$  seja distribuída ao longo da corda de cada seção do aileron conforme mostra a Figura 59. A norma não estabelece a

distribuição da carga média ao longo da direção longitudinal do aileron, assim  $\bar{w}$  será considerada constante nessa direção.

Figura 59 – Distribuição de carga no aileron



Fonte: Adaptado de CS-VLA (2018, p. 186).

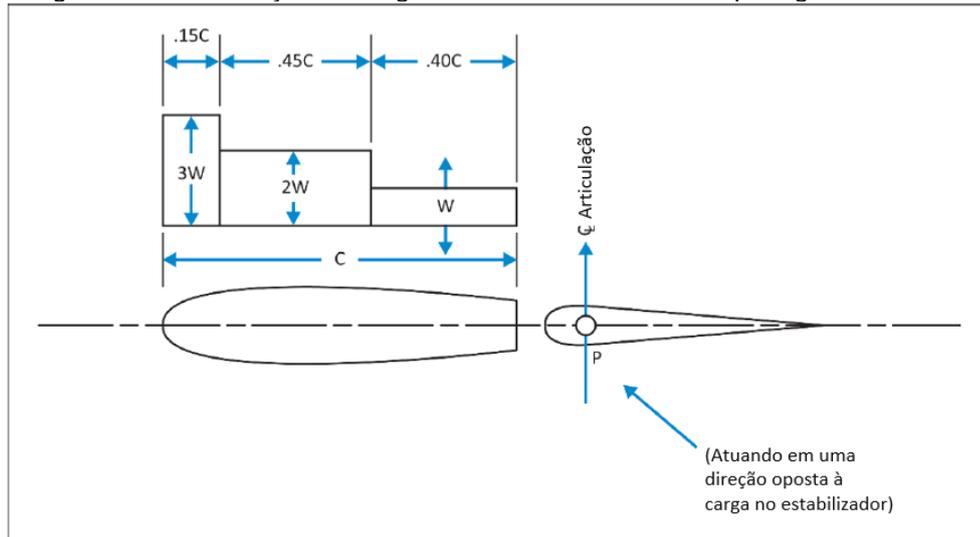
### 3.4.3.2 Cargas na empenagem horizontal

#### 3.4.3.2.1 Balanceamento

A CS-VLA 421 (2018, p. 49) determina que um carregamento de balanceamento deve agir sobre as superfícies da empenagem horizontal com o objetivo de anular a aceleração de arfagem da aeronave para qualquer condição limite de voo especificada no diagrama V-n. Dessa forma, será observada a condição mais crítica, seja esta desenvolvida por uma manobra ou por uma rajada de vento. Ainda, o Apêndice B da referida norma (2018, p. 184-185) orienta que a distribuição da carga ao longo da corda da empenagem ocorra como apresentado na Figura 60, onde a mesma observação sobre a distribuição ao longo da direção longitudinal feita para os ailerons também se aplica à empenagem horizontal.

Na Figura 60,  $W$  é a carga de balanceamento por unidade de área e  $P$  é uma carga concentrada na articulação do profundor que atua no sentido contrário à carga superficial. Elas podem ser calculadas pelas Equações (36) e (37), respectivamente, onde  $(F_{Zt})_B$  é a força de balanceamento ( $B - balance$ ) total atuante na empenagem ( $t - tail$ ) na direção vertical ( $Z$ ) e  $S_{ht}$  é a área em planta da empenagem horizontal.

Figura 60 – Distribuição da carga de balanceamento na empenagem horizontal



Fonte: Adaptado de CS-VLA (2018, p.184).

$$W = 1,4 \cdot \frac{(F_{Zt})_B}{S_{ht}} \quad (36)$$

$$P = 0,4 \cdot (F_{Zt})_B \quad (37)$$

#### 3.4.3.2.2 Manobra

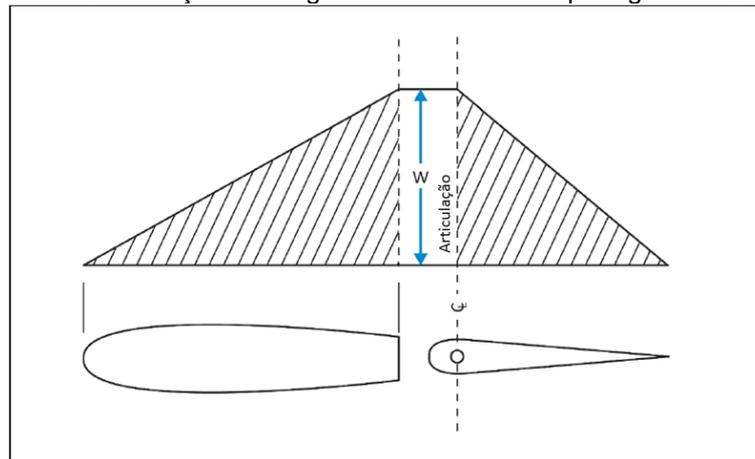
A CS-VLA 423 (2018, p. 49) especifica que cada superfície da empenagem horizontal também deve ser projetada para resistir à execução de manobras seguindo duas condições:

- manobra não corrigida – deflexão repentina do profundor até as suas posições máximas para cima e para baixo na velocidade de voo de manobra, com tal deflexão podendo ser limitada por batentes ou pela força máxima de acionamento especificada para o piloto, o que for crítico;
- manobra corrigida – deflexão repentina do profundor para cima até a aceleração (fator de carga) máxima em velocidade de voo superior à velocidade de manobra, que é resultado de uma puxada no manche, seguida por deflexão repentina do profundor para baixo, que é resultado de uma empurrada no manche, sendo seus efeitos de aceleração de arfagem combinados com os fatores de carga normais no CG da aeronave.

Para a condição de manobra não corrigida, o Apêndice B.11.(a) da norma considerada (2018, p. 180) orienta o cálculo e a distribuição da carga ao longo da corda do estabilizador horizontal e do profundor; a distribuição ao longo da

envergadura é tida como constante. O apêndice mencionado indica as curvas da Figura 58 juntamente com a Equação (35) para a determinação da carga média ( $\bar{w}$ ). As curvas A, B e C dizem respeito às deflexões, para cima, maior ou igual a  $30^\circ$ ,  $20^\circ$  e menor ou igual a  $10^\circ$ , respectivamente, devendo ser utilizada a interpolação para outras deflexões. No caso da deflexão do profundor para baixo, deve-se usar a curva B. Para ambos os sentidos da deflexão, a distribuição de  $\bar{w}$  exposta na Figura 61 deve ser empregada.

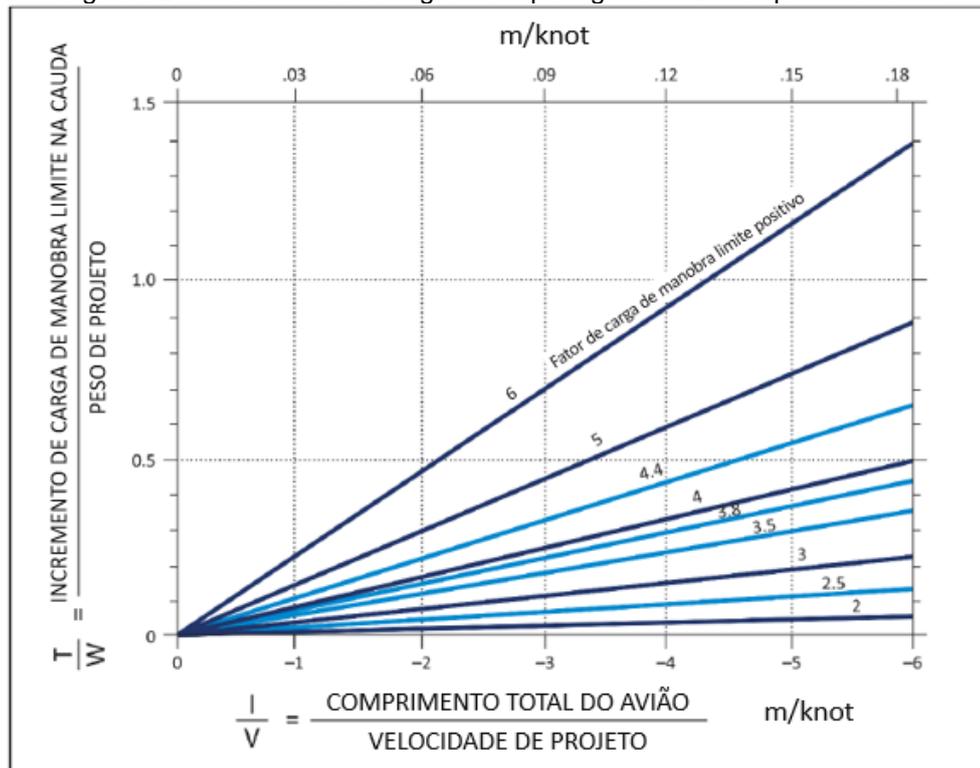
Figura 61 – Distribuição da carga de manobra na empenagem horizontal (I)



Fonte: Adaptado de CS-VLA (2018, p.185).

Para a condição de manobra corrigida, o Apêndice B da CS-VLA (2018, p. 182) apresenta as curvas da Figura 62, por meio das quais é possível obter um fator de carga de manobra atuante na empenagem horizontal ( $T/W$ ). Esse fator de carga expressa um incremento de carga ( $T$ ) que atua para baixo naquela superfície quando o profundor é defletido para cima e, em seguida, atua para cima quando o profundor é defletido para baixo; esse incremento de carga é responsável por produzir a aceleração angular de arfagem. Assim, dependendo do sentido da força de balanceamento ( $(F_{Zt})_B$ ) na velocidade considerada e do sentido da força  $T$  em cada uma das duas etapas da manobra, o fator de carga considerado para o balanceamento (fator de carga normal no CG) e aquele produzido pelo incremento da manobra podem ser somados ou subtraídos. No que diz respeito ao fator de carga normal no CG, a CS-VLA 423 (2018, p. 49) estabelece que ele deve ser igual a 1,0 na primeira etapa da manobra e igual a  $n^+_{lim}$  na segunda etapa.

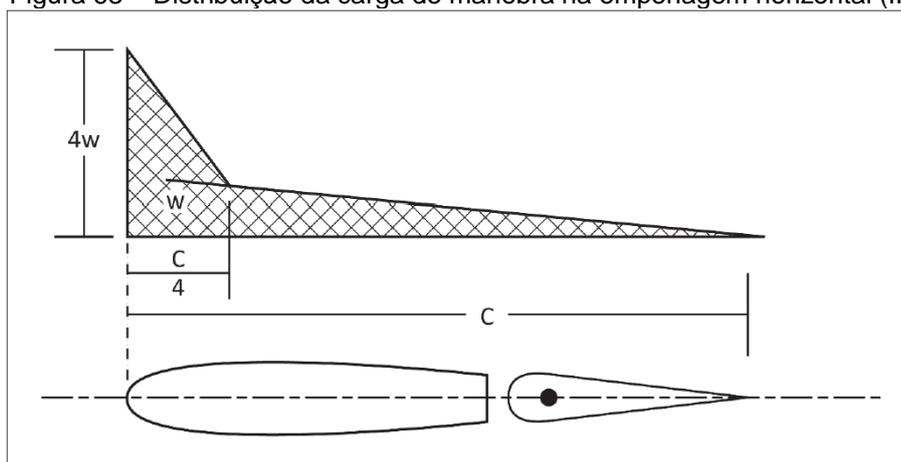
Figura 62 – Incremento de carga na empenagem horizontal para manobra



Fonte: Adaptado de CS-VLA (2018, p.182).

A distribuição do carregamento pode ser a da Figura 61 para cargas com sentido para baixo e a da Figura 63 para cargas com sentido para cima. Pela análise destas duas figuras, vê-se a necessidade de determinar a carga média ( $\bar{w}$ ), porém a norma adotada não comenta como isso é feito para este caso. Com isso, fica sugerido que  $\bar{w}$  seja calculado seguindo o mesmo procedimento das manobras não corrigidas, isto é, por meio da Figura 58 e da Equação (35), fazendo nesta a devida correção no fator de carga, onde aqui ele será a soma ou a diferença entre 1,0 e  $T/W$  e entre  $n_{lim}^+$  e  $T/W$ , e não mais simplesmente  $n_{lim}^+$  como originalmente exibe aquela equação.

Figura 63 – Distribuição da carga de manobra na empenagem horizontal (II)



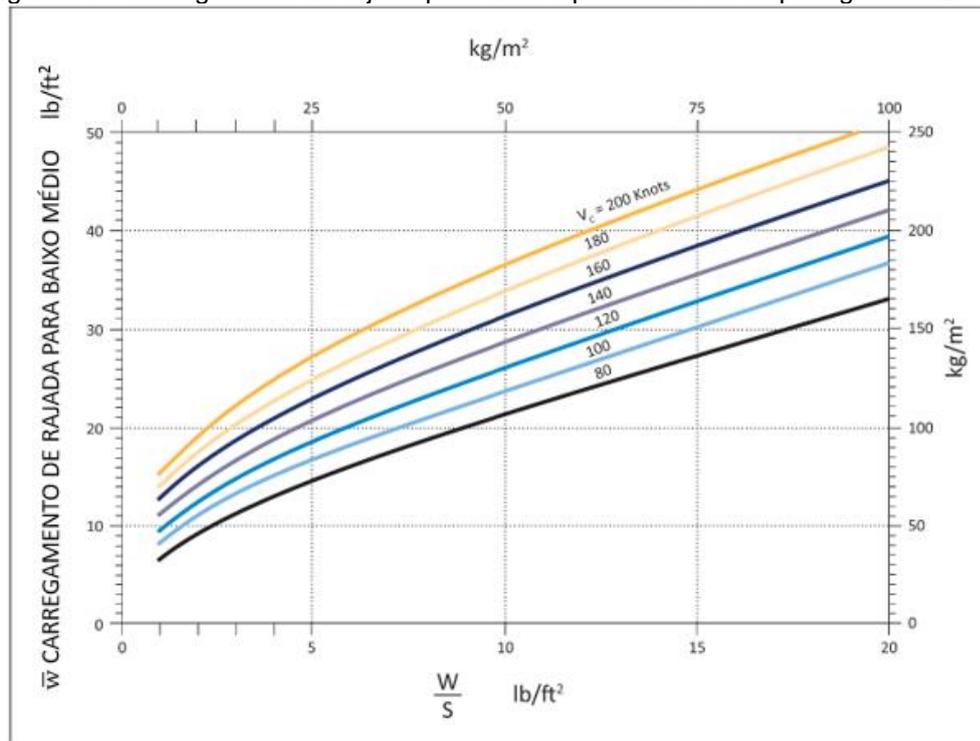
Fonte: CS-VLA (2018, p.186).

### 3.4.3.2.3 Rajada

A CS-VLA 425 (2018, p. 51) estabelece que, considerando velocidades de cruzeiro e de mergulho, primeiramente as cargas de balanceamento para voo reto e nivelado ( $n=1$ ) devem ser calculadas. Depois, as cargas de rajada devem ser determinadas considerando velocidades de rajada verticais ( $U$ ), para cima e para baixo, de 15,24 m/s na velocidade de cruzeiro e de 7,62 m/s na velocidade de mergulho. Então, estas devem ser combinadas com aquelas para compor a carga total na empenagem horizontal.

Além da determinação da carga de rajada, ou do fator de carga incremental de rajada ( $\Delta n$ ), pelo método apresentado na subseção 3.4.1.2, o Apêndice B da CS-VLA (2018, p. 183) indica as curvas da Figura 64 para o mesmo propósito. Para utilização delas, é preciso conhecer a carga alar ( $W/S$ ) e a velocidade de voo considerada em “nós”. Dessa maneira, a carga média de rajada ( $\bar{w}$ ) em “kg/m<sup>2</sup>” fica estabelecida e, depois de ser multiplicada pela aceleração da gravidade, pode ser adicionada à carga de balanceamento por unidade de área ( $W$ ) para, então, ser distribuída ao longo da corda da empenagem horizontal de acordo com a Figura 63; a distribuição ao longo da envergadura é suposta constante.

Figura 64 – Carregamento de rajada para cima e para baixo na empenagem horizontal



Fonte: Adaptado de CS-VLA (2018, p.183).

### 3.4.3.3 Cargas na empenagem vertical

#### 3.4.3.3.1 Manobra

Para velocidades de voo de até a velocidade de manobra e com a velocidade angular de guinada permanecendo nula, a CS-VLA 441 (2018, p. 53) especifica três condições para as quais a empenagem vertical deve ser projetada:

- com o avião em voo reto e nivelado em velocidade constante, é assumido que o leme deflete até a sua posição máxima, a qual pode ser limitada por batentes ou pela força limite que o piloto deve exercer para acionar a referida superfície de controle;
- com o leme defletido segundo a), é assumido que o avião guina até o ângulo de glissada lateral (*sideslip angle*) resultante;
- voo glissado lateralmente de  $15^\circ$  e com o leme mantido na sua posição neutra.

Na determinação dos carregamentos para a condição expressa em a), pode-se empregar a curva da Figura 58 correspondente à mesma deflexão do leme conforme comentado na subseção 3.4.3.2.2 para, então, distribuir a carga média ( $\bar{w}$ )

obtida pelo mesmo procedimento da referida subseção de acordo com o que mostra a Figura 61. Já para a condição expressa em b),  $\bar{w}$  é obtido pela curva C e fica distribuído conforme ilustra a Figura 60, onde as cargas distribuída ( $W$ ) e concentrada ( $P$ ) devem ser calculadas por meio das Equações (38) e (39) e  $S_{vt}$  é a área em planta da empenagem vertical. Por fim, para a condição expressa em c),  $\bar{w}$  deve ser determinado pela curva A e distribuído de acordo com a Figura 63. Em todos os casos a distribuição ao longo da envergadura da empenagem vertical é tida como constante.

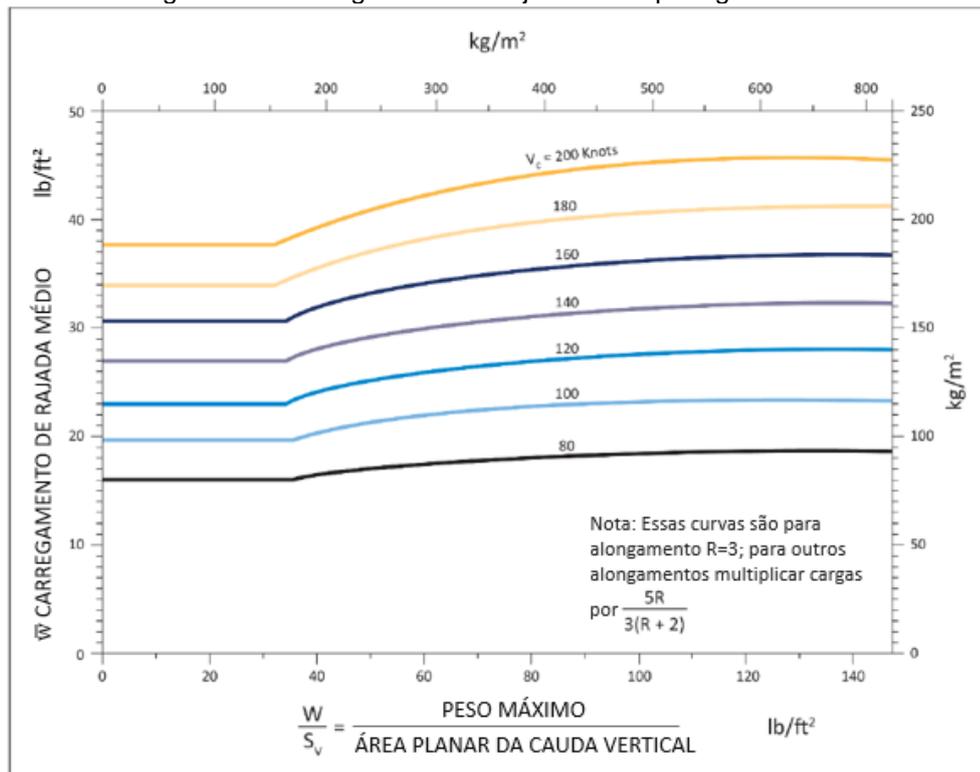
$$W = 1,2 \cdot \bar{w} \quad (38)$$

$$P = 0,2 \cdot \bar{w} \cdot S_{vt} \quad (39)$$

#### 3.4.3.3.2 Rajada

De acordo com a CS-VLA 443 (2018, p. 54), em voo de cruzeiro, considera-se que a aeronave recebe uma rajada de vento lateral de velocidade especificada para aquela velocidade de voo. Conforme mencionado na subseção 3.4.3.2.3, a velocidade da rajada considerada é de 15,24 m/s. Para determinação do carregamento distribuído, a Figura 65 pode ser empregada tendo conhecidos a velocidade de cruzeiro em “nós” para a correta escolha da curva a ser utilizada, a carga alar considerando a área em planta da empenagem vertical e o alongamento desta superfície para multiplicação pelo fator de correção anotado no gráfico caso tal característica seja diferente de 3. A distribuição ao longo da corda pode ser dada pela da Figura 63, enquanto a distribuição ao longo da envergadura é considerada constante.

Figura 65 – Carregamento de rajada na empenagem vertical



Fonte: Adaptado de CS-VLA (2018, p.184).

#### 3.4.3.4 Cargas combinadas nas superfícies da empenagem

A CS-VLA 447 (2018, p. 56) prescreve carregamentos atuando simultaneamente nas empenagens horizontal e vertical de duas formas:

- carregamento de balanceamento nas superfícies horizontais para o ponto de manobra ou para o ponto de mergulho, o que for crítico, combinado com o carregamento de manobra crítica nas superfícies verticais;
- 75% do carregamento de manobra crítica nas superfícies horizontais, combinado com o carregamento de manobra crítica nas superfícies verticais.

#### 3.4.3.5 Cargas adicionais nas empenagens em “V”

Além das cargas já discutidas sendo aplicadas sobre superfícies horizontais e verticais equivalentes às superfícies em “V”, neste trabalho tratadas como as projeções ortogonais destas superfícies nos planos horizontal e vertical de simetria da aeronave, a CS-VLA 449 (2018, p. 56) determina que deve ser considerado um

carregamento de rajada atuando perpendicularmente a uma das superfícies da empenagem em “V”. Para tanto, deve ser considerada a velocidade de rajada para a velocidade de voo de mergulho, isto é, 7,62 m/s segundo a subseção 3.4.3.2.3.

#### 3.4.3.6 Cargas no trem de pouso

A CS-VLA 473 (2018, p. 58) estabelece algumas considerações acerca das cargas que o solo exerce sobre a aeronave. Uma delas é que o fator de carga de inércia vertical (*vertical inertia load factor* –  $n_{vi}$ ) limite no CG não pode ser menor que 2,67 nem pode ser menor que o obtido por um contato com o solo numa velocidade de descida de  $0,51 \cdot (W/S)^{1/4}$ , tendo esta, um valor mínimo obrigatório de 2,13 m/s e um valor máximo sugerido de 3,05 m/s. Outra suposição é a de que, durante o impacto do pouso, um fator de carga de sustentação ( $L/W$ ) produzida pelas asas de no máximo 2/3 atua no CG da aeronave. Assim, o fator de carga de reação do solo no avião (*ground reaction load factor* –  $n_{gr}$ ) deve ser calculado subtraindo-se o fator de carga de inércia pelo fator de carga de sustentação e o seu resultado não pode ser menor que 2,00. A Tabela 2 fornece valores típicos do  $n_{gr}$  de grande utilidade prática para vários tipos de aeronave.

Tabela 2 – Fatores de carga de reação do solo típicos

<b>Tipo de aeronave</b>	<b><math>n_{gr}</math></b>
Bombardeiro grande	2,0 a 3
Comercial	2,7 a 3
Aviação geral	3
Caça de Força Aérea	3,0 a 4
Caça de Marinha	5,0 a 6

Fonte: Adaptado de Raymer (1992, p. 243).

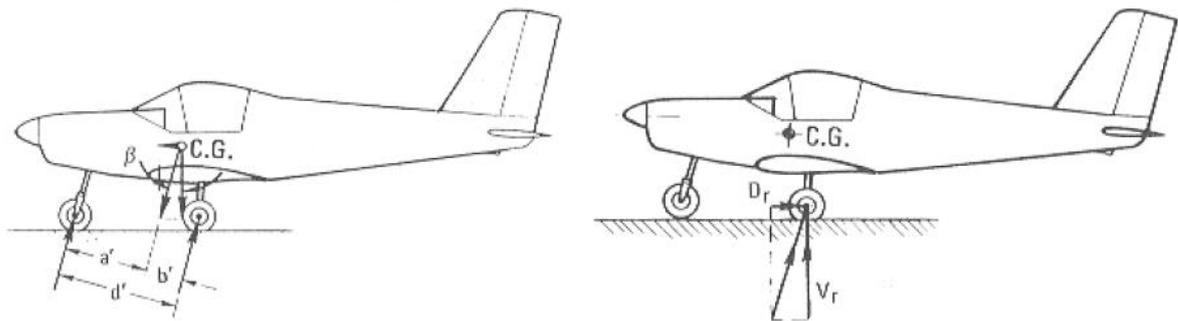
##### 3.4.3.6.1 Pouso nivelado

Para aviões com trens de pouso principal e de nariz, a CS-VLA 479 (2018, p. 58-59) considera as seguintes atitudes de pouso nivelado:

- a) contato com todas as rodas – rodas principais e de nariz entram em contato com o solo simultaneamente;
- b) contato com rodas principais – rodas principais entram em contato com o solo enquanto a de nariz fica ligeiramente afastada do solo.

Juntamente com as reações verticais, deve-se considerar uma componente de arrasto não menor que 25% das reações verticais máximas produzidas pelo solo, ou seja, sem levar em conta a sustentação gerada pelas asas. As duas situações mencionadas acima estão ilustradas na Figura 66, onde as forças de reação do solo nos trens de pouso podem ser calculadas pelas equações de equilíbrio estático. Aqui é válido lembrar que, na verdade, o trem principal é composto por dois conjuntos de trem de pouso que aparecem sobrepostos na referida figura em razão de se tratar de uma vista lateral do avião.

Figura 66 – Cargas de pouso nivelado

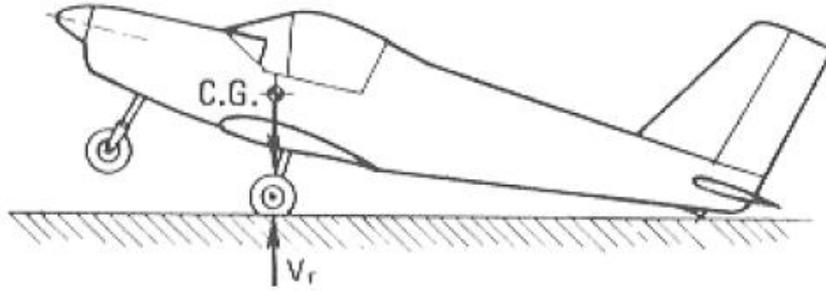


Fonte: OLIVEIRA ([ca. 2002], p. 170).

#### 3.4.3.6.2 Pouso com cauda abaixada

No caso do pouso de uma aeronave com trem de nariz com a cauda abaixada, a CS-VLA 481 (2018, p. 59) especifica que deve ser considerada uma atitude de ângulo de estol ou de máximo ângulo de arfagem para distância admissível ao solo de cada parte do avião, o que for menor. Nesta condição de pouso, as reações do solo são consideradas verticais, com as rodas aceleradas antes que a máxima carga vertical seja atingida. A Figura 67 elucida tal atitude de pouso, nela a reação vertical do solo no trem principal pode ser obtida pelo equilíbrio de forças na direção vertical.

Figura 67 – Cargas de pouso com a cauda abaixada

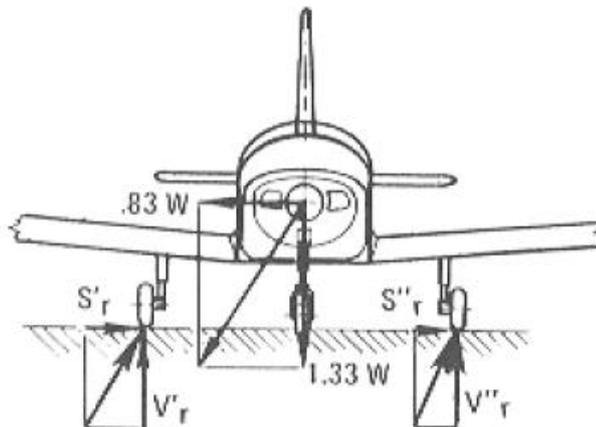


Fonte: OLIVEIRA ([ca. 2002], p. 171).

#### 3.4.3.6.3 Pouso com cargas laterais

Para satisfazer situações de pouso glissado, a CS-VLA 485 (2018, p. 59-60) considera o avião em atitude nivelada, com apenas as rodas do trem principal em contato com o solo e os amortecedores e pneus em suas posições estáticas. Assim, as reações verticais do solo devem ser calculadas para um fator de carga vertical limite de 1,33 e divididas igualmente entre as rodas. Então, um fator de carga de inércia lateral limite de 0,83 deve ser dividido entre as rodas de modo que  $0,5 \cdot W$  atua “para dentro” na roda de um lado e  $0,33 \cdot W$  atua “para fora” na roda do outro lado, como mostra a Figura 68.

Figura 68 – Cargas de pouso com componente lateral



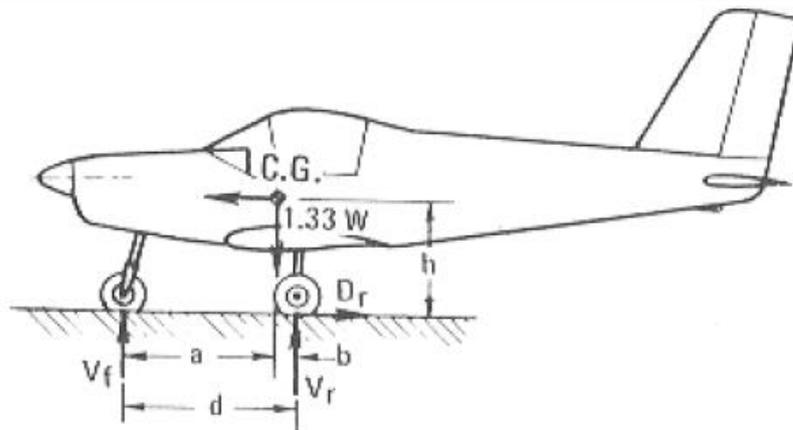
Fonte: OLIVEIRA ([ca. 2002], p. 171).

#### 3.4.3.6.4 Pouso com rodas freadas

De acordo com a CS-VLA 493 (2018, p. 60), a condição de rolagem freada das rodas dos trens de pouso deve ser avaliada com amortecedores e pneus em

suas posições estáticas. Dessa forma, aplica-se um fator de carga vertical limite de 1,33 e uma reação de arrasto exercida pelo solo sobre as rodas que possuem freios igual a respectiva reação vertical multiplicada por um fator de atrito de 0,8. Detalhe que chama atenção é o fato desse fator de atrito ser o limite máximo da faixa de fatores de atrito cinético entre a borracha e o asfalto limpo e seco informado em Friction (2004), isso sugere que a norma pode ter considerado uma situação de rodas travadas deslizando sobre aquela superfície naquelas condições. A Figura 69 expõe um exemplo no qual apenas as rodas do trem principal possuem freios.

Figura 69 – Cargas de pouso com rodas freadas



Fonte: OLIVEIRA ([ca. 2002], p. 171).

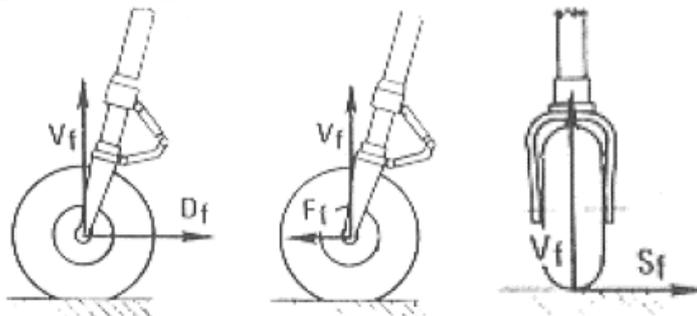
#### 3.4.3.6.5 Condições suplementares para a roda de nariz

Segundo a CS-VLA (2018, p. 60-61), mais uma vez considerando posição estática de todo o conjunto dos trens de pouso, três situações adicionais de carregamento no trem de nariz são avaliadas:

- a) carregamento para trás – carga com componente vertical de 2,25 vezes a reação estática do solo e componente para trás de 0,8 vez a componente vertical;
- b) carregamento para frente – carga com componente vertical de 2,25 vezes a reação estática do solo e componente para frente de 0,4 vez a componente vertical;
- c) carregamento lateral – carga com componente vertical de 2,25 vezes a reação estática do solo e componente lateral de 0,7 vez a componente vertical.

Cada uma das três situações descritas acima é contemplada pela Figura 70, onde as forças verticais são denotadas por  $V_f$  e as forças para trás, para frente e lateral são denotadas respectivamente por  $D_f$ ,  $F_f$  e  $S_f$ .

Figura 70 – Cargas de pouso suplementares para rodas de nariz



Fonte: OLIVEIRA ([ca. 2002], p. 171-172).

#### 3.4.3.7 Cargas no suporte do motor

As CS-VLA 361 e 363 (2018, p. 43) orientam a determinação de dois tipos de carregamentos que o motor realiza sobre o seu suporte: o torque e uma carga lateral. Enquanto a carga lateral deve ser calculada considerando um fator de carga lateral limite de no mínimo 1,33, o torque limite deve ser analisado de duas formas:

- a) aquele produzido pelo motor para a potência de decolagem e respectiva velocidade da hélice, combinado com 75% das cargas limites do ponto de manobra;
- b) o torque médio para potência contínua máxima multiplicado por um fator que depende da quantidade de tempos e do número de cilindros do motor, sendo esse fator igual a 1,33 para motores de 4 tempos e 5 ou mais cilindros, igual a 2, 3, 4 ou 8 para motores de 4 tempos e 4, 3, 2 ou 1 cilindro, respectivamente, igual a 2 para motores de 2 tempos e 3 ou mais cilindros e igual a 3 ou 6 para motores de 2 tempos e 2 ou 1 cilindro, respectivamente.

Outros dois importantes carregamentos que precisam ser determinados são a propulsão e as cargas giroscópicas. A condição crítica da propulsão é observada mantendo-se a aeronave fixa e colocando-se a hélice para girar na velocidade de máxima propulsão. Já as cargas giroscópicas, geradas por movimentos de arfagem e guinada, são abordadas apenas pelo parágrafo 371 da norma FAR-23 (2001, p.

206). Ele estabelece que, com a hélice girando no RPM contínuo máximo, a condição crítica das duas citadas a seguir deve ser observada:

- a) com a aeronave realizando manobras de guinada devido ao acionamento do leme ou às cargas de rajada de vento na empenagem vertical especificadas na subseção 3.4.3.3;
- b) com todas as combinações possíveis entre uma velocidade de guinada de 2,5 rad/s, uma velocidade de arfagem de 1,0 rad/s, um fator de carga normal de 2,5 e a propulsão contínua máxima do conjunto motor-hélice.

## 4 METODOLOGIA

No que tange aos aspectos metodológicos desta pesquisa, ela se trata de uma pesquisa aplicada, que explora as práticas de engenharia assistida por computador durante o projeto de um equipamento com finalidade estabelecida; é descritiva quanto aos seus objetivos, os quais apoiam-se na coleta de informações existentes na literatura da área; e que adota a abordagem qualitativa e quantitativa, expondo o exame judicioso dos resultados obtidos por meio de *software*. A pesquisa fez uso do método hipotético-dedutivo e, em relação aos procedimentos, ela pode ser classificada como sendo uma pesquisa de simulação, figurando o computador como instrumento essencial à realização dela.

As próximas seções abordam as atividades e os procedimentos para a geração, a coleta e a organização dos dados da pesquisa, bem como todas as etapas que configuram o desenvolvimento deste trabalho.

### 4.1 COLETA DE DADOS

Por se tratar de uma pesquisa de simulação, é natural que nela estejam envolvidas entrada e saída de dados. Assim sendo, no estudo do comportamento mecânico do veículo aéreo não tripulado, os deslocamentos, as tensões e o fator de segurança em cada ponto da sua estrutura integram os resultados de interesse. Devido às características e funcionalidades do *software* utilizado, que são brevemente mencionadas a seguir, tanto a entrada de dados como a visualização dos dados de saída são auxiliadas por interfaces durante as etapas de pré e pós-processamento, respectivamente.

O *software*, ou mais precisamente o pacote de *softwares*, utilizado foi o que é fornecido pela *ANSYS, Inc.*, frequentemente referido neste trabalho apenas pelo nome da referida companhia, como é costumeiramente feito pelos seus usuários. Atualmente, o *Ansys* conta com mais de 20 grupos de aplicativos e recursos, dos quais 3 foram de fundamental importância para a realização desta pesquisa de simulação: o *Ansys SpaceClaim*, que é o *software* de modelagem 3D; o *Ansys Mechanical*, que é o *software* de análise estrutural por elementos finitos; e o *Ansys Workbench*, que é uma plataforma que auxilia a execução de cada etapa das

simulações e proporciona, dentre outras facilidades, a integração entre os demais aplicativos e recursos do pacote.

O *Ansys* é um dos vários *softwares* de simulação para engenharia que emprega métodos numéricos na resolução de equações diferenciais. Cada programa do pacote que está diretamente relacionado ao processamento das soluções faz uso do método que é mais comumente empregado para o tipo de problema tratado pelo respectivo programa, salvo algumas diferenças na formulação do método. Com isso, o *Ansys Mechanical* é baseado no Método dos Elementos Finitos, enquanto o *Ansys CFX* e o *Ansys Fluent*, ambos *softwares* CFD, são baseados no Método dos Volumes Finitos.

Os resultados de interesse obtidos são mostrados na forma de imagens das suas distribuições ao longo da geometria estudada. E como houve necessidade, fez-se uso de planilhas para o cálculo dos carregamentos nas partes consideradas da aeronave e nas condições críticas especificadas na norma.

## 4.2 DESENVOLVIMENTO DE MODELOS

Ao longo de todo o desenvolvimento do trabalho foi adotada uma estratégia de reengenharia baseada em análise, onde foram propostos detalhamentos de algumas regiões críticas do modelo e análises numéricas foram realizadas para verificar a adequação da estrutura a um critério relacionado com a variável avaliada, a saber, o deslocamento ou a tensão. Isto posto, três parâmetros foram considerados para este processo de reengenharia: a geometria, os materiais e os carregamentos.

Ainda no contexto do desenvolvimento dos modelos, uma etapa de fundamental importância na preparação de modelos multicomponente, como é o caso dos tratados neste trabalho, foi a determinação dos contatos, os quais estabelecem as relações entre os vários elementos estruturais.

### 4.2.1 Modelo geométrico

Tendo em vista que a simulação computacional de um comportamento físico pressupõe a existência de um modelo computacional da geometria a ser analisada, a criação deste modelo foi considerada como o ponto de partida para os estudos

que se sucederam. Dessa forma, adotou-se um equipamento que possuísse dados disponíveis com algum detalhe, que foi o *Hellenic Civil Unmanned Aerial Vehicle* (HCUAV) RX-1. Este VANT foi objeto de estudo em Panagiotou *et al.* (2018), entretanto, para fazer a engenharia reversa dele, foi necessário consultar e combinar informações de mais outros três artigos inspirados no mesmo VANT: Panagiotou *et al.* (2016), Giannakis e Savaidis (2016) e Pitatzis *et al.* (2014); além de algumas fotografias do protótipo encontradas na internet. Assim, o modelo da aeronave foi construído no *Ansys SpaceClaim*, levando em consideração todos os componentes estruturais típicos de um VANT de média altitude e elevada autonomia, bem como as massas não estruturais relevantes (carga útil, combustível, grupo motopropulsor e rodas).

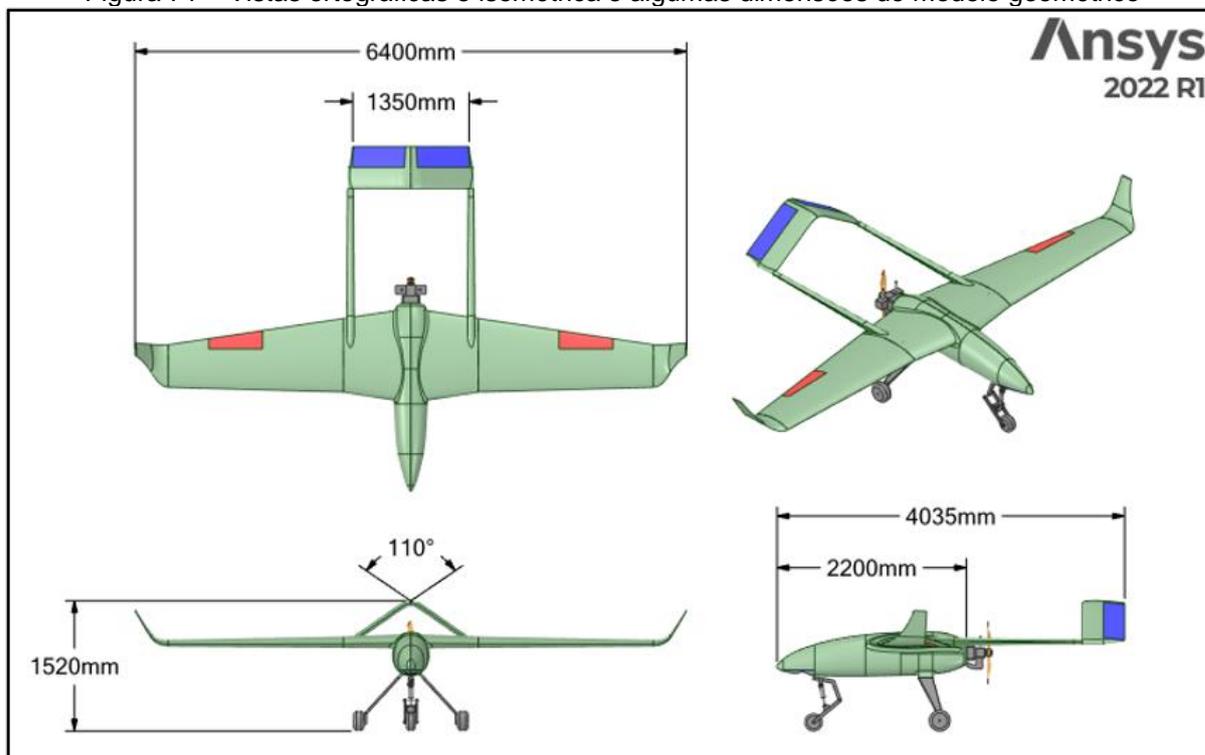
Em termos gerais, a aeronave HCUAV RX-1 é caracterizada por apresentar uma asa de formato em planta trapezoidal de duas regiões, onde a primeira, que vai da raiz até pouco depois da inserção da lança de suporte da empenagem na asa, possui uma relação de afilamento maior que a segunda, a qual segue até a junção com o *winglet*. Trata-se de uma asa alta, sem ângulo de diedro, enflechada para trás na primeira região e enflechada para frente na segunda (Figura 71). Os perfis aerodinâmicos usados na geração da asa e do *winglet* foram os indicados em Panagiotou *et al.* (2016, p. 133-134), a saber, o NASA NLF(1)-1015 e o PSU 94-097, respectivamente; a sigla NLF significa *Natural Laminar Flow* e a sigla PSU significa *Pennsylvania State University*. Para o *winglet*, a geometria de referência foi a “configuração 5” mostrada em Panagiotou *et al.* (2016, p. 134). Buscando ajustar o ângulo de ataque para máxima eficiência aerodinâmica à condição de voo reto e nivelado, foi constatado pelas curvas  $C_L \times C_D$  e  $C_L \times \alpha$  de Panagiotou *et al.* (2016, p. 136) que um ângulo de incidência de cerca de  $2,7^\circ$  seria o mais adequado a ser aplicado ao conjunto da asa com o *winglet*.

Pela Figura 71 pode-se ver também que uma empenagem em “V-invertido” prende-se à extremidade posterior da lança. O perfil empregado na modelagem da empenagem foi o NACA 0012, escolhido por ser um perfil simétrico e que, segundo Torenbeek (1976, p. 392), também é encontrado na empenagem horizontal do Cessna 177; a sigla NACA significa *National Advisory Committee for Aeronautics*, a agência precursora da NASA.

Todos os perfis foram gerados por pontos obtidos de Airfoil (c2022) e, como eles são fornecidos normalizados na direção da corda, um escalonamento uniforme

da corda e da espessura foi feito tomando como base as cordas medidas na vista superior do HCUAV em Panagiotou *et al.* (2016, p. 136).

Figura 71 – Vistas ortográficas e isométrica e algumas dimensões do modelo geométrico



Fonte: O autor (2022).

A fuselagem foi modelada com base nos perfis mostrados em Panagiotou *et al.* (2016, p. 132), os quais foram resultado de um desenvolvimento orientado à adequada acomodação da carga útil, à fixação do motor na configuração “empurrador”, ao arrefecimento do motor e da carga e à menor geração de arrasto possível. O motor, modelo 305i da Zanzottera Technologies de acordo com Panagiotou *et al.* (2016, p. 132), foi modelado de forma aproximada ao modelo 305HS da mesma fabricante; este modelo é o que, estando no catálogo da Zanzottera (c2022) atualmente, possui as especificações de potência, número de tempos e de cilindros que mais se aproximam das especificações daquele motor indicadas em Panagiotou *et al.* (2016, p. 136).

Além da compreensão da arquitetura externa do VANT, foi almejado ter-se um entendimento tanto global quanto local do funcionamento da sua estrutura, observando que elementos estruturais primários, secundários e terciários, mesmo funcionando de forma acoplada, configurando uma estrutura espacial, também

possuem funções mais específicas. Como exemplos destas últimas, têm-se: as longarinas que resistem predominantemente à flexão das estruturas que compõem; as nervuras que transferem as cargas de superfícies sustentadoras para as longarinas e evitam a flambagem daquelas superfícies ao dividi-la em placas menores; e o complexo estrutural existente na conexão entre asas e fuselagem que mantém a continuidade entre as longarinas frontal e traseira das asas e reforça as estruturas das asas e da fuselagem para impedir o colapso das cascas daquelas mesmas estruturas. O entendimento dessas funções estruturais teve papel crucial para orientar as alterações necessárias indicadas pelas análises.

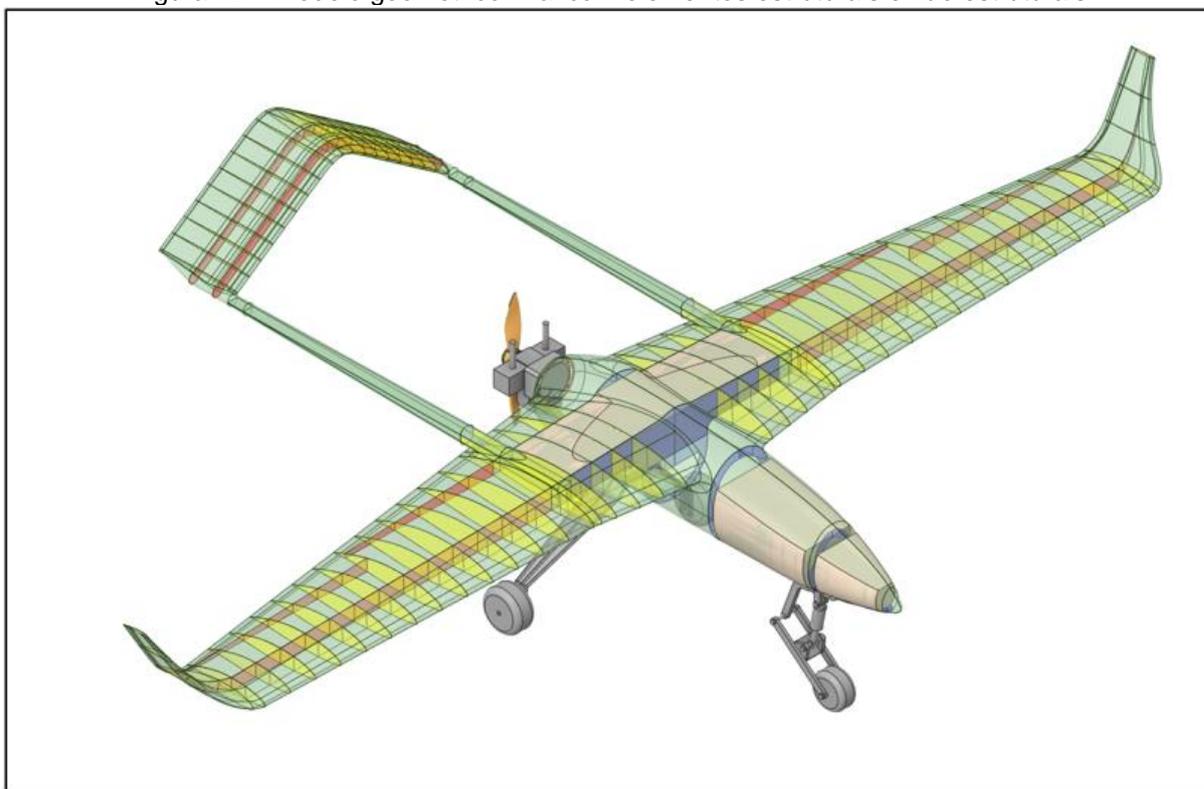
Quanto a funcionalidade das diversas partes do modelo geométrico, os elementos podem ser divididos em estruturais e não estruturais. Tendo em vista que os primeiros atuam resistindo aos esforços externos à estrutura, eles foram efetivamente utilizados na simulação, todos sendo modelados como corpos de superfície. Já os demais, somente foram utilizados para compor a massa e para o cálculo da posição do centro de gravidade, todos sendo modelados como corpos sólidos.

Dos elementos estruturais, fazem parte as longarinas e nervuras da asa, do *winglet* e da empenagem, os anéis e demais estruturas da fuselagem, as estruturas externas e internas da lança, os trens de pouso principais, as placas de fixação do motor e todas as superfícies externas que completam as diversas partes da aeronave. Já dos elementos não estruturais, fazem parte duas massas correspondentes às cargas úteis, uma massa de combustível com a forma do tanque de combustível, duas rodas principais e uma roda de nariz, um motor e uma hélice de duas pás. Um modelo sólido simplificado dos elementos do trem de pouso de nariz também foi construído e, apesar de ser estrutural, ele não foi incluído naquele grupo pelo fato de que a complexidade do seu mecanismo exige uma análise separada, considerando os componentes que o fixam na estrutura do nariz do VANT e modelando todos como corpos sólidos. A Figura 72 exibe uma vista completa dos elementos da aeronave, os estruturais com visibilidade transparente e os não estruturais com visibilidade opaca.

Da mesma forma que foi comentado para o trem de pouso de nariz, todas as conexões entre componentes estruturais e articulações de superfícies de controle como ailerons e *ruddervators* necessitam de uma análise específica, realizada com modelos de corpos sólidos e considerando cada tipo de união adotada, sejam

parafusos, rebites, solda, entre outros. Esse estudo faz parte da fase de projeto denominada “projeto detalhado” e está fora do escopo de objetivos do presente trabalho.

Figura 72 – Modelo geométrico final com elementos estruturais e não estruturais

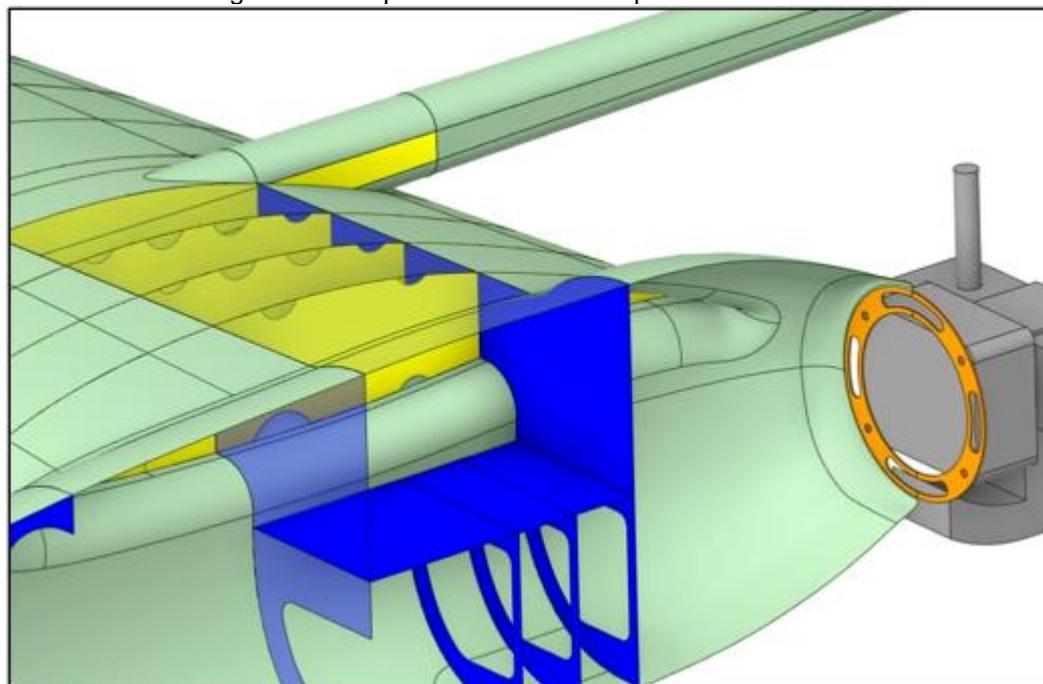


Fonte: O autor (2022).

Apesar da estrutura de fixação do motor à fuselagem não ter sido detalhada pelas referências consultadas, na construção do modelo optou-se por colocar duas placas em formato de disco vazado (Figura 73), uma em cada lado da região de contato com a fuselagem, formando uma espécie de sanduíche. Os três elementos possuem quatro furos coincidentes entre si e alinhados com os furos da base do motor conforme dimensões mostradas em Zanzottera (c2022). Como é possível identificar na Figura 73, o tanque de combustível está situado na região da fuselagem compreendida entre os dois anéis que se prolongam na direção das asas para formar as longarinas frontal e traseira delas. Naquela região, uma placa horizontal constitui o fundo do tanque de combustível, enquanto lateralmente esse tanque se estende ao longo de três cavidades de cada asa limitadas pelas longarinas supracitadas e por suas “nervuras do meio”. Tais cavidades comunicam-

se entre si e com o interior da fuselagem através de segmentos circulares removidos das bordas inferior e superior das nervuras do meio.

Figura 73 – Suporte do motor e tanque de combustível



Fonte: O autor (2022).

Ao final da modelagem geométrica de cada componente ou grupo de componentes similares já foram atribuídas suas espessuras. Algumas dessas espessuras precisaram ser modificadas depois das primeiras análises realizadas, de forma que no modelo final elas ficaram distribuídas pelos componentes como indicadas na Tabela 3. Os números ordinais nas linhas dos anéis da fuselagem dizem respeito à posição dos anéis contados da frente para a traseira da fuselagem. Algumas espessuras podem parecer excessivas e, certamente, estão, tendo em vista que neste trabalho não foi realizada uma otimização estrutural, limitando-se a atender às exigências de resistência mecânica da estrutura.

Além das espessuras, a própria geometria passou por modificações que são apresentadas na seção de resultados, mas que já é possível adiantar que se trata de modificações na estrutura da lança de suporte da empenagem e na estrutura do trem de pouso principal. Essas modificações foram pensadas de modo a construir conexões entre os elementos estruturais primários, aqueles que contribuem significativamente para a resistência às cargas, de cada parte e da região do VANT onde elas são acopladas.

Tabela 3 – Distribuição de espessura pelos componentes estruturais

Componentes	Espessura [mm]
Asa e fuselagem (superfícies externas)	2,0
Empenagem e <i>winglet</i> (superfícies externas)	0,8
Lança (superfície externa e estruturas internas)	2,0
Longarinas	2,0
Nervuras	1,0
Anéis da fuselagem (3 <sup>o</sup> ao 6 <sup>o</sup> )	4,0
Anéis da fuselagem (1 <sup>o</sup> e 2 <sup>o</sup> )	2,0
Fundo do tanque de combustível e suporte do <i>gimbal</i>	2,0
Discos de suporte do motor	2,0
Trem de pouso principal (superfície externa e estruturas internas)	3,0
Superfície de transição entre trem de pouso e fuselagem	5,0
Eixo de roda principal	10,0

Fonte: O autor (2022).

#### 4.2.2 Materiais

No que diz respeito aos materiais, Panagiotou *et al.* (2018, p. 1081) indica o uso predominante de compósitos como forma de reduzir o peso do VANT mantendo a rigidez e o fator de segurança semelhantes aos obtidos com ligas de alumínio. Entretanto, como o estudo de materiais compósitos não fez parte dos objetivos deste trabalho, foram selecionados quatro materiais metálicos para execução da análise estrutural: as ligas de alumínio 7075-T6, 6061-T6 e 2024-T4; e o aço AISI 1045.

Segundo Pitatzis *et al.* (2014, p. 7), a liga Al 7075-T6 (à base de zinco) foi empregada na construção dos trens de pouso devido aos seus elevados limites de resistência à tração e de escoamento, bem como à sua elevada resistência à fadiga e à sua melhor resistência às cargas de choque quando comparada às outras ligas de alumínio. De fato, boa parte dessas vantagens podem ser constatadas na Tabela 4 e, por isso, a referida liga também foi aproveitada para compor todas as longarinas presentes nas asas e na empenagem, os anéis da fuselagem que se prolongam para formar as longarinas das asas, os anéis da fuselagem que ficam por baixo do tanque de combustível e toda a estrutura das lanças.

De acordo com a Coppermetal (c2022), apesar das vantagens da liga de alumínio 7075 em relação à sua resistência mecânica, ela não apresenta uma boa resistência à corrosão, sendo necessário revestir componentes deste material com uma camada protetora caso eles trabalhem em locais úmidos. Ainda segundo a Coppermetal (c2022), uma liga que, mesmo não tendo propriedades mecânicas

excelentes, se destaca por sua flexibilidade e resistência à corrosão é a 6061 (à base de magnésio e silício). Portanto, a liga Al 6061-T6 (solubilizado e envelhecido artificialmente) foi selecionada para compor o fundo do tanque de combustível, o suporte do *gimbal* no nariz da aeronave, as nervuras das pontas dos *winglets* e todas as superfícies externas da aeronave (exceto as da lança).

Tabela 4 – Propriedades dos materiais selecionados

Propriedades	Al 7075-T6	Al 6061-T6	Al 2024-T4	Aço AISI 1045
Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	2810	2700	2780	7850
Módulo de elasticidade longitudinal [GPa]	71,7	68,9	73,1	206
Módulo de elasticidade transversal [GPa]	26,9	26,0	28,0	80,0
Coefficiente de Poisson	0,33	0,33	0,33	0,29
Limite de resistência à tração [MPa]	572	310	469	625
Limite de escoamento [MPa]	503	276	324	530
Resistência à fadiga (5E+08 ciclos) [MPa]	159	96,5	138	—
Condutividade térmica [W/m/K]	130	167	121	49,8
Calor específico [J/kg/°C]	960	896	875	486
Coefficiente de expansão térmica [1/°C]	2,36E-05	2,36E-05	2,32E-05	1,15E-05

Fonte: Dados obtidos de MatWeb (c2022).

Por se tratar de uma liga que, assim como a 7075, é largamente empregada na indústria aeronáutica e que apresenta boas propriedades mecânicas (Tabela 4), a Al 2024-T4 (à base de cobre, solubilizado e envelhecido naturalmente) foi escolhida para compor os dois primeiros anéis da fuselagem e todas as nervuras da aeronave (exceto as que fecham as pontas dos *winglets*). Finalmente, o aço AISI 1045 foi selecionado para compor os dois discos de fixação do motor em virtude de suas boas propriedades mecânicas, versatilidade de aplicação e boa usinabilidade.

Ainda na Tabela 4 é possível perceber a existência de três propriedades térmicas dos materiais selecionados que, apesar de não terem sido utilizadas nas

simulações, foram colocadas na referida tabela para colaborar com o objetivo que este trabalho também possui de reunir informações para servir como fonte de consultas futuras. Além disso, por motivo até então desconhecido, o *Ansys Mechanical* não funcionou sem a definição do coeficiente de expansão térmica dos materiais inseridos manualmente na biblioteca de materiais.

Com a determinação das espessuras comentadas na subseção 5.1 e a atribuição dos materiais aos componentes, foi possível calcular a massa do VANT. O modelo final ficou com a distribuição de massa da Tabela 5, onde a massa das rodas foi estimada a partir da massa de rodas de borracha com cubo de alumínio encontradas à venda no *e-commerce*.

Tabela 5 – Distribuição de massa pelas partes da aeronave

<b>Partes</b>	<b>Massa [kg]</b>
Carga útil	35,0
Combustível	55,0
Grupo motopropulsor	16,2
Rodas	6,0
Estrutura	73,1
<b>Massa bruta de decolagem (GTOW)</b>	<b>185,3</b>

Fonte: O autor (2022).

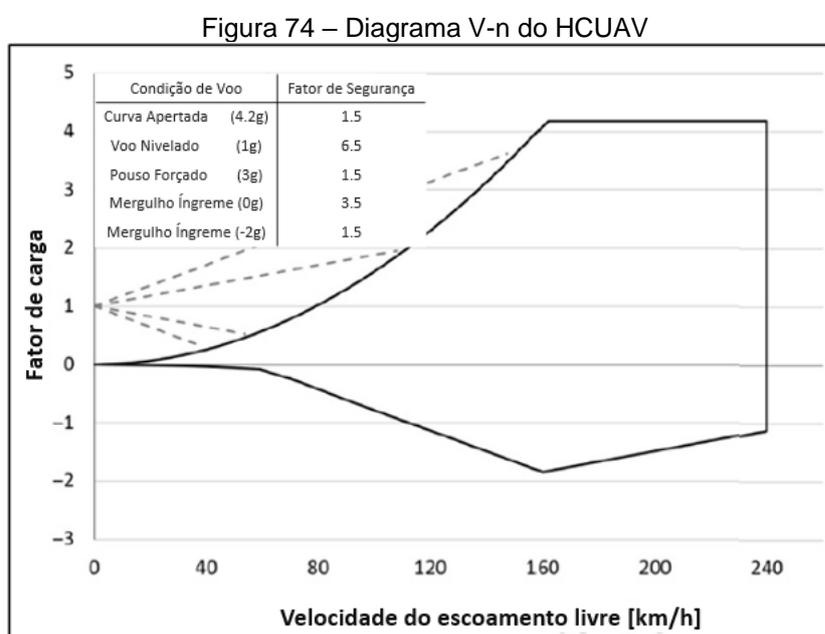
#### 4.2.3 Condições de contorno: carregamentos e suportes

Sabendo que a interação da estrutura do VANT com o meio produz esforços mecânicos naquela, as condições de carregamento críticas que devem ser suportadas pela estrutura foram determinadas de acordo com as especificações da norma adotada e com o diagrama V-n apresentado em Panagiotou *et al.* (2018). Assim, tais carregamentos, juntamente com os suportes criteriosamente escolhidos, foram inseridos no ambiente de simulação como condições de contorno do modelo. Aqui vale lembrar que as condições de voo representadas por aquele diagrama V-n são resultado das especificações de serviço discutidas em Panagiotou *et al.* (2018).

Na interface do *Ansys*, as condições de contorno estão divididas em dois grupos: cargas e suportes. A condição de Dirichlet está representada pelos deslocamentos prescritos e rotações fixas encontrados no conjunto de suportes; a condição de Neumann está representada pelas forças concentradas ou distribuídas

e momentos encontrados no conjunto de cargas; e a condição mista, ou de Robin, está representada pelo suporte elástico.

Pelo diagrama V-n do HCUAV, apresentado na Figura 74 e que considera cargas de rajadas de vento de 55 km/h além de manobras, em conjunto com algumas especificações tabeladas em Panagiotou *et al.* (2018, p. 1084) foi possível reunir um conjunto de informações úteis para a determinação dos carregamentos que foram inseridos como parte das condições de contorno. Essas informações estão na Tabela 6, onde as informações de autonomia e teto de serviço foram incluídas apenas para justificar a classificação do referido VANT como MALE (média altitude e elevada autonomia). Nem todos os dados daquela tabela foram usados nas simulações, mas foram registrados por contribuírem para uma melhor caracterização do VANT utilizado como base.



Fonte: Adaptado de Panagiotou *et al.* (2018, p. 1085).

Na presente etapa também foi adotada, de forma crítica, uma norma de projeto, a saber, a norma europeia CS-VLA, já amplamente discutida na subseção 3.4.3. Para a sua escolha foi verificada a aplicabilidade dela à categoria de aeronave tratada, bem como foi feita uma comparação entre ela e a norma americana, onde foram identificados inúmeros pontos de concordância até exata dos textos, conforme também foi comentado na subseção supracitada. Aqui vale destacar que tais normas de projeto especificam condições críticas de carregamento estático sobre as

diversas partes da aeronave uma vez que as condições reais de carregamento encontradas durante o voo são dinâmicas e de quantidade incalculável. Dessa maneira, fica estabelecido que, se a estrutura resistir àquelas condições críticas, ela resistirá a todas as outras condições possíveis.

Tabela 6 – Especificações do HCUAV

<b>Parâmetro</b>	
Massa bruta de decolagem	185 kg
Massa da carga útil	35 kg
Massa de combustível	55 kg
Carga alar	407,8 N/m <sup>2</sup>
Velocidade máxima	190 km/h
Velocidade de cruzeiro	160 km/h
Velocidade de <i>loiter</i> (ou de manobra)	140 km/h
Velocidade de estol	70 km/h
$n^{+}_{lim}$	4,2
$n^{+}_{ult} (n^{+}_{lim} \cdot 1,5)$	6,3
$n^{-}_{lim}$	- 2
Autonomia	> 11 h
Teto de serviço	> 5.000 m

Fonte: Dados obtidos de Panagiotou *et al.* (2018).

Para a determinação dos carregamentos tendo como base as considerações da norma CS-VLA e as informações anteriormente citadas, foram elaboradas algumas planilhas. Como seria muito dispendioso detalhá-las aqui e, mesmo assim, isso não agregaria conteúdos tão relevantes, além de que as ideias norteadoras já foram discutidas na subseção 3.4, apenas será descrito um resumo dos procedimentos de cálculo e serão mostrados os seus resultados na forma das cargas já aplicadas ao modelo. Em virtude de a quantidade de condições tratadas pela norma ser bastante ampla, foram consideradas as situações críticas para o conjunto asa e empenagem e para o trem de pouso principal, bem como a condição de carregamentos produzidos pelo motor.

Analisando a Figura 74 é possível perceber, pela velocidade na qual ocorre o encontro entre as curvas de limite aerodinâmico e estrutural não ser a velocidade de manobra, que o contorno do diagrama V-n nela mostrado abrange todas as condições de manobras e rajadas de vento (em caso de dúvidas, consultar a Figura 56); associado a isto está o fato de que o critério de falha adotado baseia-se em cargas limites como será visto na subseção 4.3. Logo, a condição crítica para a asa é aquela que considera uma carga de sustentação de 4,2 vezes o peso total da

aeronave. Tendo calculado a força de sustentação, foi possível determinar a sua distribuição ao longo da envergadura da asa por meio da aproximação de *Shrenk* (Equação (34)) e o coeficiente de sustentação requerido através da Equação (14) numa velocidade considerada.

Primeiro foi verificado que, no cálculo da distribuição trapezoidal de sustentação, a asa composta por duas regiões produz mais sustentação que uma asa de mesma envergadura gerada pelo prolongamento de uma das duas regiões. Isso é justificável pelo seguinte raciocínio: caso duas asas de mesma envergadura geradas pelos prolongamentos das duas regiões fossem superpostas, haveria um ponto de interseção dos bordos de ataque, assim, a asa composta é aquela que, deste ponto para um lado e para o outro, aproveita a asa que tiver maior área em planta. Com isso, uma pequena correção “para menos” no cálculo da distribuição de sustentação trapezoidal de cada região foi considerada.

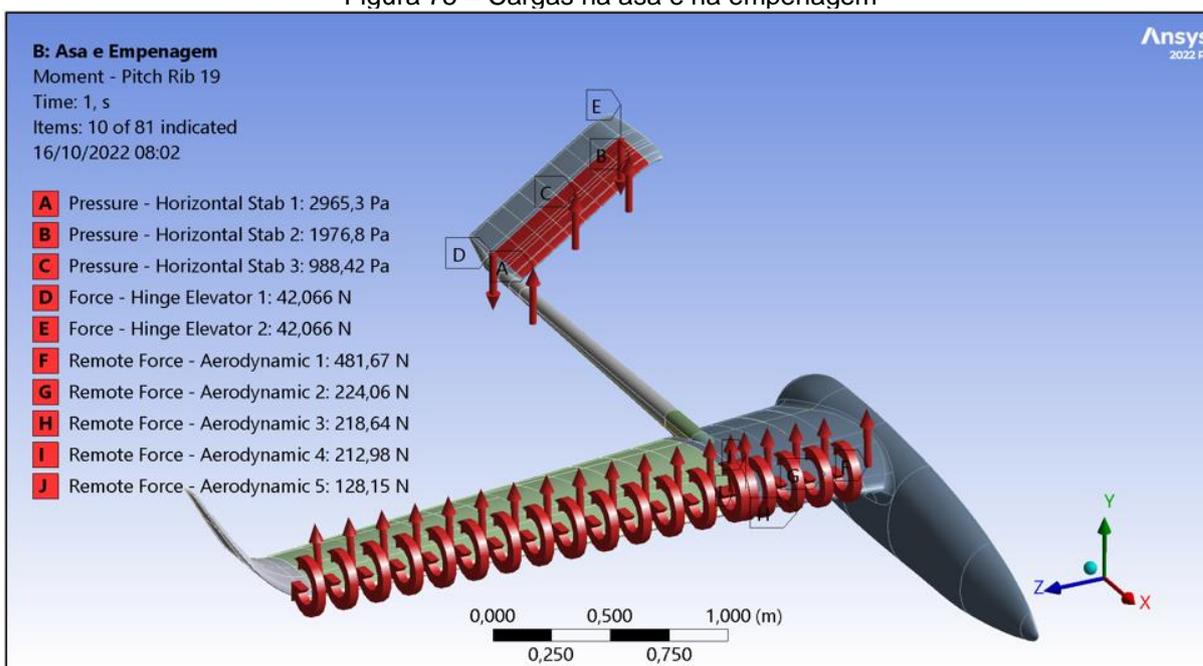
A segunda observação é que, de acordo com os cálculos do  $C_L$  para cada velocidade da Tabela 6 e com a curva  $C_L \times \alpha$  de Panagiotou *et al.* (2016, p. 136), as asas do avião provavelmente não seriam capazes de produzir tal sustentação até a velocidade de cruzeiro. Dessa forma, foi considerado o  $C_L$  calculado com a velocidade máxima, então foram obtidos o  $\alpha$  pela curva supracitada e o  $C_D$  pela curva  $C_L \times C_D$  de Panagiotou *et al.* (2016, p. 136), depois foi calculada a força de arrasto através da Equação (15) e, por fim, esta força foi distribuída ao longo da envergadura da asa conforme orienta a subseção 3.4.2.2 e aplicada na linha de  $\frac{1}{4}$  da corda juntamente com a força de sustentação.

Como terceiro e último esforço sobre a asa, o momento aerodinâmico foi calculado a partir do coeficiente de momento para o perfil NASA NLF(1)-1015. As referências não apresentam a curva de momento para a asa e, por isso, a curva correspondente para o perfil foi plotada com dados gerados pelo XFOIL, de Drela e Youngren (2013). Como os coeficientes para a asa e para o perfil não são iguais, essa atitude precisaria ter sua razoabilidade mais bem investigada. A distribuição do momento ao longo da envergadura foi feita seguindo as mesmas diretrizes da distribuição de sustentação, com sua aplicação nas nervuras frontais a  $\frac{1}{4}$  da corda de cada perfil.

Na presente condição, a carga crítica aplicada na empenagem é aquela suficiente para balancear o momento de arfagem em torno do centro de gravidade da aeronave, lembrando que este momento se deve à sustentação e ao momento de

arfagem aerodinâmico, ambos gerados pela asa. Para considerar a movimentação do CG com o consumo de combustível, o equilíbrio foi calculado para as situações de tanque cheio e vazio, onde a primeira figurou como situação crítica. A distribuição desse carregamento pela superfície da empenagem foi determinado conforme a subseção 3.4.3.2.1. O conjunto de cargas na asa e na empenagem pode ser observado na Figura 75.

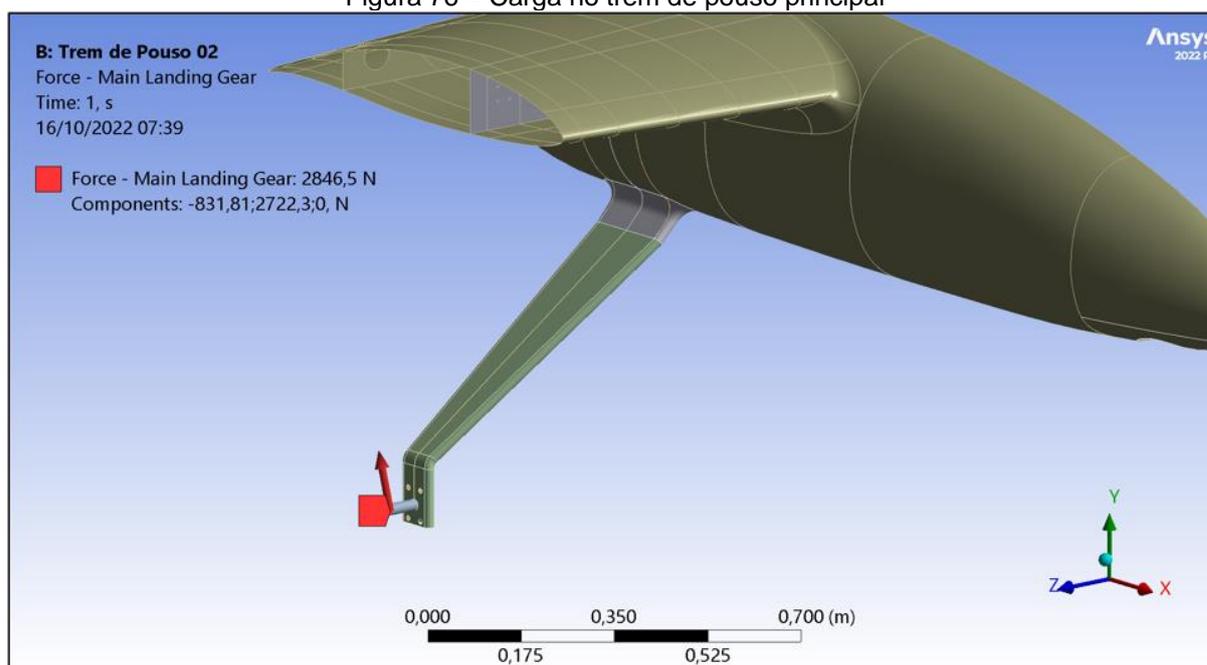
Figura 75 – Cargas na asa e na empenagem



Fonte: O autor (2022).

Para o trem de pouso principal, foram calculadas todas as cinco condições previstas na norma CS-VLA (2018), sendo crítica a de pouso nivelado com as rodas principais entrando em contato primeiro com o solo, que foi comentada na subseção 3.4.3.6.1(b). De acordo com os cálculos, essa situação produziu uma força resultante de maior magnitude em comparação com as demais, embora isso não exclua a necessidade de avaliar as outras condições tendo em vista que elas produzem forças resultantes em direções distintas da condição ora considerada. Pela Figura 76 pode-se ver a força que atua no trem de pouso principal sendo aplicada à extremidade de um cilindro que representa o eixo do conjunto da roda, tal extremidade fica situada no centro da roda.

Figura 76 – Carga no trem de pouso principal



Fonte: O autor (2022).

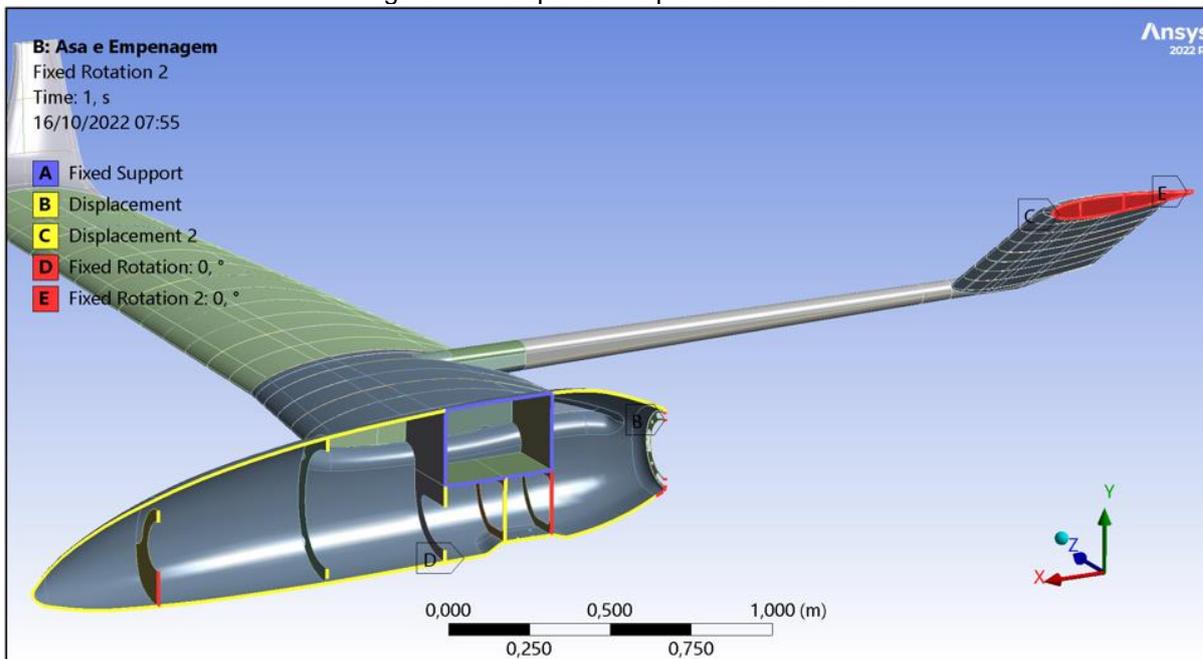
Para os dois conjuntos de carregamentos apresentados anteriormente, foi possível aproveitar a simetria existente para realizar a simulação em apenas metade da geometria. Como é possível identificar na Figura 77, foram estabelecidas condições de contorno em todos os elementos topológicos pertencentes ao plano de simetria, de modo que as características geométricas deste plano fossem preservadas, são elas: deslocamentos na direção normal ao plano iguais a zero e rotações nas direções pertencentes ao plano iguais a zero.

Também, uma condição de suporte fixo, que aplica deslocamentos e rotações fixos aos seis graus de liberdade de cada nó, foi aplicada às arestas que delimitam o tanque de combustível no plano de simetria, região da qual o CG fica próximo. Na Figura 77, apesar de não aparentar em virtude da separação das cores amarela e vermelha, a todos os elementos topológicos que não estão completamente fixos, ou seja, que não estão destacados em azul, aplicam-se as outras condições de contorno.

O terceiro conjunto de condições de contorno considerado neste trabalho diz respeito às cargas que o motor realiza sobre a fuselagem e ao suporte aplicado. Quanto a este último, já é possível adiantar que somente foi aplicada a mesma condição de suporte completamente fixo descrita anteriormente. Essa condição foi possível pois, mesmo o modelo geométrico sendo composto pelos dois lados da

fuselagem e das suas estruturas internas, a conexão entre eles foi feita com contatos “colados”, mantendo assim as suas arestas.

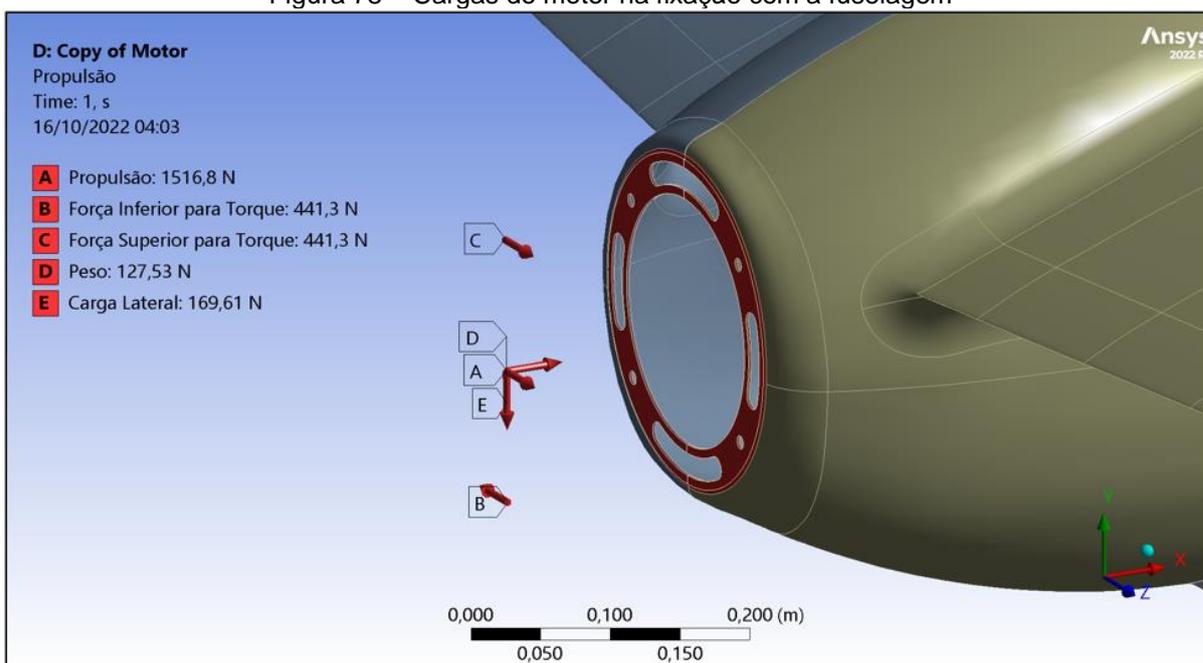
Figura 77 – Suportes no plano de simetria



Fonte: O autor (2022).

O carregamento do grupo motopropulsor foi aplicado ao seu CG, onde este encontra-se vinculado ao “sanduíche” composto pelos dois discos de fixação do motor e a superfície da fuselagem ao meio. Pela Figura 78 é possível constatar que a força devido à propulsão, ao peso e à carga lateral age diretamente no CG, enquanto para realizar o carregamento de torque foi necessário convertê-lo em um binário. A massa do motor e o torque gerado na rotação correspondente à potência de 25 hp informada em Panagiotou *et al.* (2018, p. 1084) foram obtidos de Zanzottera (c2022), já a propulsão foi definida como a força que equilibra a força de arrasto na velocidade máxima multiplicada por um fator de 1,33, que é o mesmo fator de carga lateral indicado pela norma CS-VLA 363 (2018, p. 43) e registrado na subseção 3.4.3.7.

Figura 78 – Cargas do motor na fixação com a fuselagem



Fonte: O autor (2022).

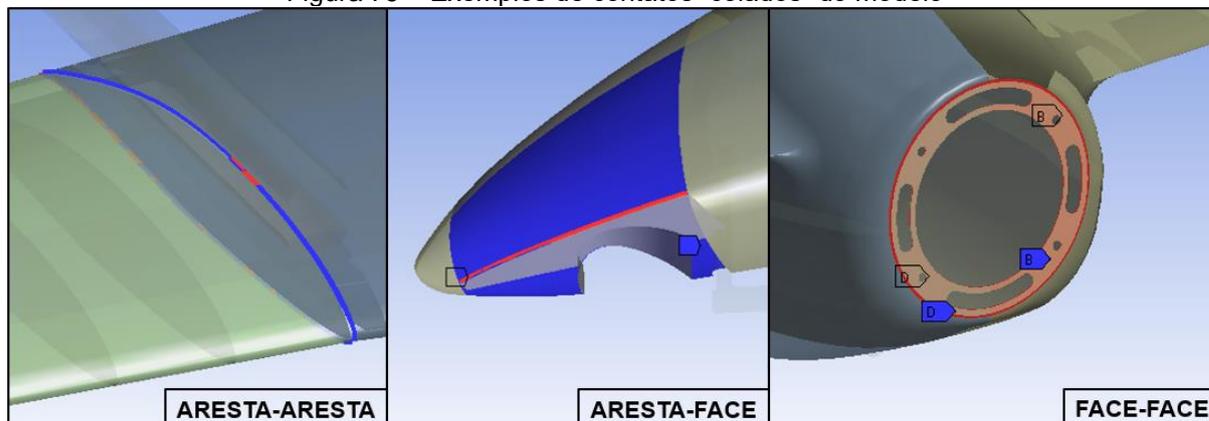
#### 4.2.4 Contatos

Uma vez que a geometria do VANT é composta por diversas partes modeladas de forma fisicamente independente umas das outras, uma das etapas de extrema importância para a correta simulação do comportamento mecânico da estrutura, além de ser uma das que demandam mais atenção, foi a determinação dos contatos entre aquelas diferentes partes. O *Ansys Mechanical* possui a funcionalidade de gerar os contatos automaticamente com base nos elementos topológicos envolvidos e na distância máxima a serem considerados para uma união, mas isso não isenta o usuário, em hipótese alguma, da cuidadosa conferência dos contatos gerados.

A definição de um contato consiste em estabelecer uma relação entre os deslocamentos dos pontos pertencentes a determinados elementos topológicos de dois corpos. Na preparação do modelo em estudo foram utilizados apenas contatos “colados”, os quais fixam os deslocamentos relativos dos pontos relacionados nos seis graus de liberdade (três de translação e três de rotação). Como os componentes estruturais foram todos modelados como corpos de superfície, os elementos topológicos empregados na definição dos contatos foram faces e arestas

nas três combinações possíveis: aresta-aresta, aresta-face e face-face. A Figura 79 exemplifica cada combinação.

Figura 79 – Exemplos de contatos “colados” do modelo

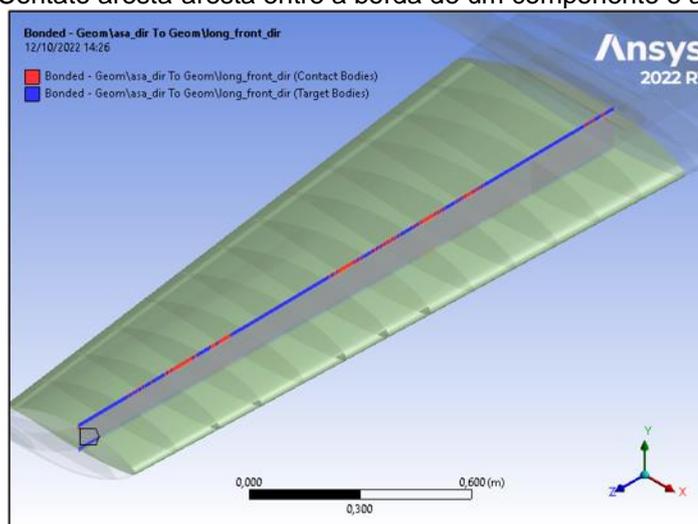


Fonte: O autor (2022).

Desde o início da construção do modelo geométrico, algumas simulações de teste foram executadas para que fosse desenvolvida uma compreensão mais ampla dos passos a serem seguidos em tal atividade, bem como para perceber possíveis erros nos procedimentos empregados. Dessa forma, no contexto dos contatos aresta-face e já da geração da malha de elementos finitos, foi percebida uma discrepância muito grande entre os tamanhos dos elementos gerados na aresta de uma superfície e na face da outra, levando-se a suspeitar de um possível comprometimento dos resultados obtidos com aquele modelo.

Na tentativa de contornar o suposto problema mesmo sem compreendê-lo já que a geração de malha não é o foco deste trabalho, optou-se por inserir uma curva interna às superfícies, ou seja, nas suas faces, em cada local de contato com a aresta de outra superfície. Assim, obteve-se uma maior homogeneidade entre os tamanhos dos elementos gerados em cada par de componentes. O impacto disso na definição dos contatos é que contatos aresta-aresta, mais trabalhosos para definir e conferir, tiveram que ser empregados no lugar dos contatos aresta-face em quase todas as situações. Um exemplo disso pode ser visualizado na Figura 80, onde a longarina principal da asa conecta-se à superfície da asa por meio das suas arestas superior e inferior e de duas curvas inseridas naquela superfície.

Figura 80 – Contato aresta-aresta entre a borda de um componente e a face de outro



Fonte: O autor (2022).

#### 4.3 CRITÉRIO DE FALHA

Antes de pensar em possíveis critérios de falha empregados na avaliação estrutural de uma aeronave, primeiro é preciso lembrar que o fator de carga funciona como um amplificador das cargas que atuam no avião. Segundo que, pelo diagrama V-n, ao considerar o fator de carga limite, as tensões produzidas na estrutura devem estar sempre abaixo do limite de escoamento do material de cada componente, enquanto ao considerar o fator de carga último, as tensões produzidas devem estar abaixo do limite de resistência à tração do material em cada ponto.

Agora, tendo em mente que é necessário considerar a fadiga em todo projeto aeronáutico, a norma CS-VLA 572 (2018, p. 64) determina que, na ausência de métodos mais aprofundados de investigação da fadiga, boas práticas de projeto como a eliminação de concentradores de tensão aliadas a um nível de tensão especificado podem ser adotadas para satisfazer um ciclo de vida adequadamente seguro dos componentes. Para ligas de alumínio e de aço, a norma especifica uma tensão admissível de metade da tensão de ruptura considerando um carregamento estático amplificado pelo fator de carga limite.

Como o limite de ruptura não foi encontrado com razoável facilidade, uma atitude mais conservativa seria utilizar metade do limite de resistência à tração e, constatando que o limite de escoamento é maior que metade do limite de resistência à tração para todos os materiais considerados (Tabela 4), o critério colocado pela norma é mais conservativo que o proposto pelo diagrama V-n para o fator de carga

limite. Para o caso do fator de carga último proposto pelo mesmo diagrama, é fácil perceber que o critério colocado pela norma também é mais conservativo pois ao multiplicar a metade (0,5) do limite de resistência à tração por 1,5, o resultado será 0,75 do mesmo limite, ou seja, continuará sendo inferior à tensão admissível considerada pelo diagrama para este caso. Portanto, o critério de falha adotado foi o prescrito pela norma para consideração da fadiga e é ele que vai orientar o cálculo dos carregamentos.

#### 4.4 ANÁLISE COMPUTACIONAL

##### 4.4.1 Modelo de elementos finitos

Como parte da preparação da simulação, a geração da malha representa a construção do modelo de elementos finitos a partir do modelo geométrico. É nessa etapa que a geometria, teoricamente definida por infinitos pontos, é discretizada numa quantidade finita de elementos interrelacionados através dos seus nós.

Uma vez que a aeronave estudada é simétrica em relação ao plano  $xOz$  e que algumas condições de carregamento também são simétricas em relação ao mesmo plano, para essas condições, a malha de elementos finitos foi gerada somente para metade do modelo com o intuito de reduzir o tempo de processamento das soluções. Para outras condições de carregamento não simétricas, foi avaliada a possibilidade de simular apenas a parte da estrutura afetada pelas cargas aplicadas.

Nesta fase, a ferramenta de geração de malha do *Ansys* foi utilizada variando o tamanho máximo do elemento e mantendo todas as outras configurações predefinidas pelo programa. Tendo em vista que, ao final do processo, o *software* informa se houve êxito ou não na geração da malha, um tamanho máximo do elemento de 17 mm produziu uma malha aceitável do ponto de vista dos critérios do programa e da capacidade de memória e processamento do computador adotado. Aqui é necessário ressaltar que não é discutido se a malha é completamente satisfatória uma vez que não foi realizado um estudo de convergência de malha.

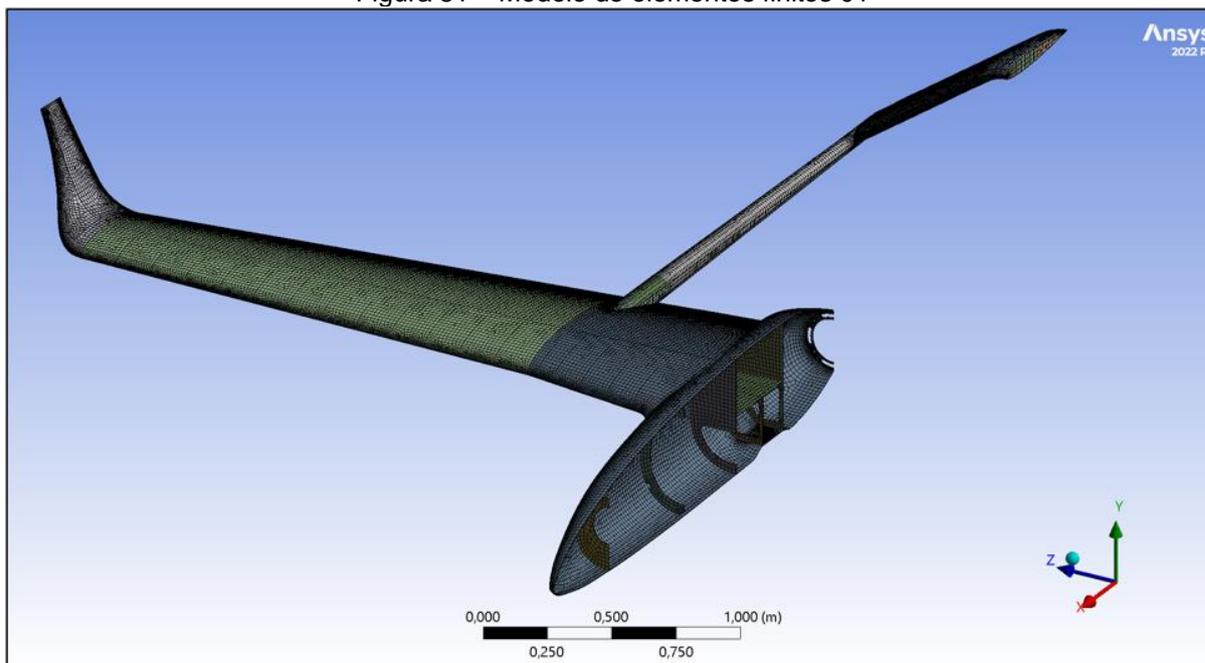
Lembrando que todos os componentes estruturais foram modelados como corpos de superfície, os elementos dos quais o programa fez uso foram quadriláteros e triângulos. Analisando a malha gerada, pôde-se perceber que os quadriláteros de primeira ordem foram bem mais utilizados, enquanto nenhum

elemento de segunda ordem foi identificado. Além disso, todas as superfícies da geometria foram definidas como superfícies médias (superfícies de referência médias) para a consideração das espessuras e como resistentes às tensões de membrana, de cisalhamento e de flexão.

Conforme foi comentado anteriormente, algumas condições de carregamento apresentam simetria em relação ao mesmo plano de simetria da aeronave. Também, ao longo das simulações de teste foi verificado que determinados componentes não eram solicitados mecanicamente por determinadas cargas, isto é, estavam fora da “região de influência” daquelas cargas, como era de se esperar. Embasando-se nisto para reduzir o “custo computacional”, três modelos de elementos finitos foram produzidos:

- a) modelo 01 – considerando a metade simétrica do VANT, mas sem o trem de pouso, objetivando analisar as solicitações mecânicas devido aos carregamentos na asa e na empennagem: 388.689 elementos e 385.463 nós (Figura 81);

Figura 81 – Modelo de elementos finitos 01

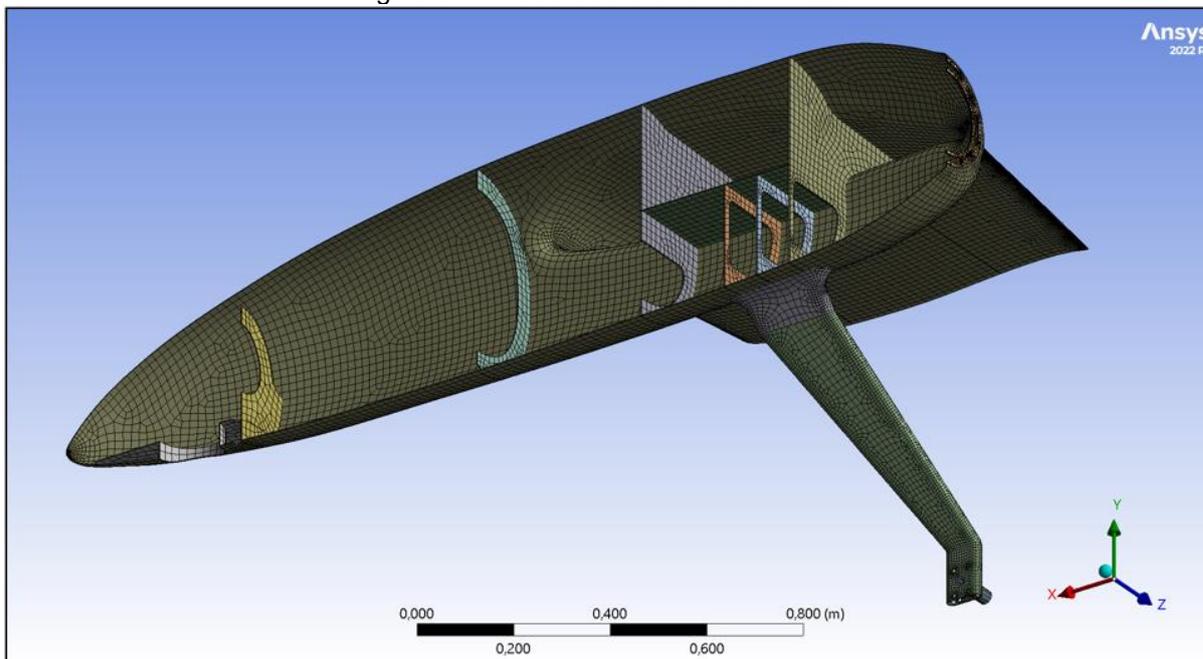


Fonte: O autor (2022).

- b) modelo 02 – considerando apenas a metade simétrica da fuselagem, suas estruturas internas e o trem de pouso principal, objetivando analisar as

solicitações mecânicas devido aos carregamentos no trem de pouso principal: 63.937 elementos e 63.557 nós (Figura 82);

Figura 82 – Modelo de elementos finitos 02

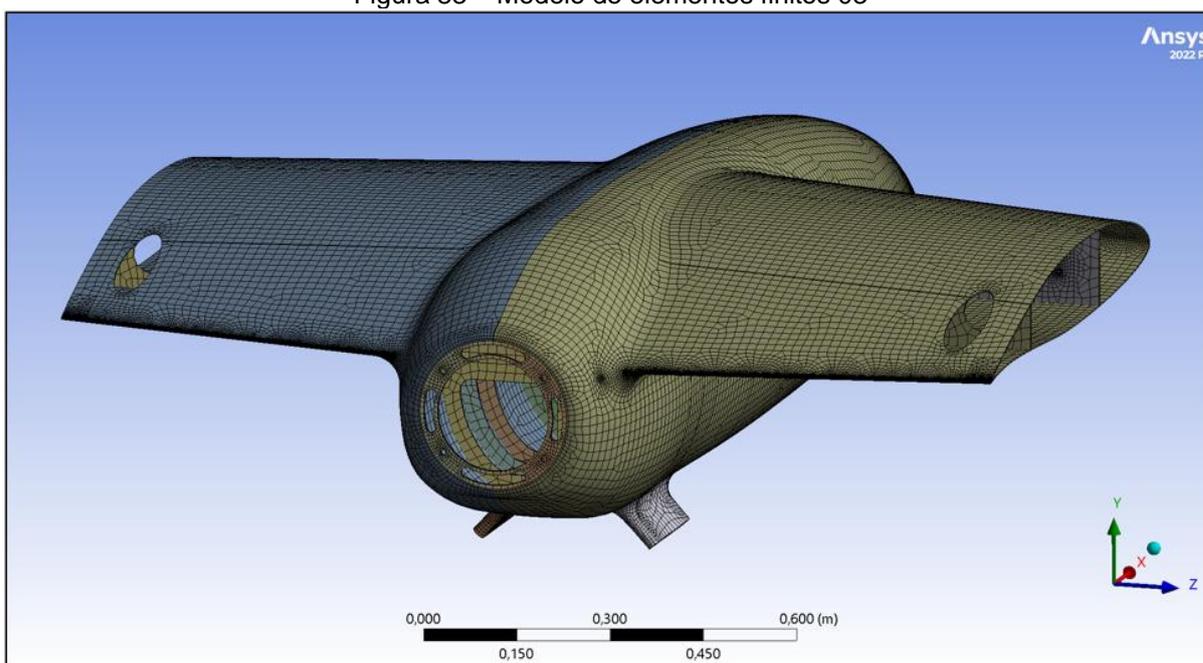


Fonte: O autor (2022).

- c) modelo 03 – considerando toda a fuselagem (lados direito e esquerdo), suas estruturas internas e os discos de suporte do motor, objetivando analisar as solicitações mecânicas devido aos carregamentos que o motor realiza sobre os seus discos de suporte e, conseqüentemente, sobre a fuselagem: 120.055 elementos e 118.435 nós (Figura 83).

Para a geração das malhas e o processamento das soluções, foi empregado um computador com as configurações de *hardware* mostradas na Tabela 7. Mesmo o *Ansys* estando instalado no HD, verificou-se que o SSD, local onde se encontra instalado o sistema operacional do computador, estava sendo usado para armazenamento temporário de dados durante o processamento das simulações. Este fenômeno, que até chegou a interromper algumas simulações por falta de espaço suficiente no SSD, não teve sua causa identificada. Já os tempos de execução para a geração da malha e para o processamento das soluções de cada uma das três simulações são apresentados na Tabela 8.

Figura 83 – Modelo de elementos finitos 03



Fonte: O autor (2022).

Tabela 7 – Configuração de *hardware* do computador utilizado

<b>Componente</b>	<b>Especificação básica</b>
Processador	11th Gen Intel(R) Core(TM) i7-1165G7 @ 2.80GHz (8 CPUs, sendo 4 físicas)
RAM	8,00 GB (utilizável: 7,73 GB)
Memória não-volátil – HD	1 TB
Memória não-volátil – SSD	128 GB

Fonte: O autor (2022).

Tabela 8 – Tempos de execução

<b>Modelo</b>	<b>Geração da malha</b>	<b>Processamento das soluções</b>
Modelo 01 – asa e empenagem	36 min	8 min
Modelo 02 – trem de pouso principal	4 min	< 1 min
Modelo 03 - motor	9 min	2 min

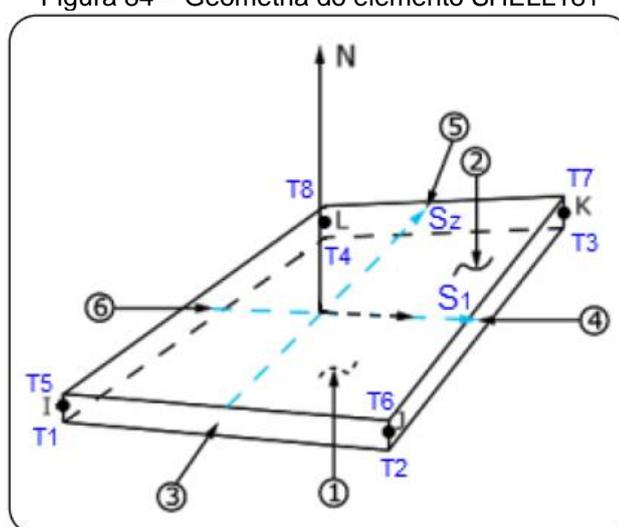
Fonte: O autor (2022).

Aqui vale destacar que, segundo informações do funcionário da *ANSYS, Inc.*, Jake (2019), o *Ansys Mechanical* faz uso de 100% de um núcleo físico, o que significa que ele não vai considerar a quantidade de núcleos lógicos já que estes representam apenas a capacidade de criação de *threads*. Logo, como o processador que equipa o computador utilizado nas simulações possui 4 núcleos físicos, essa foi a quantidade de núcleos selecionada.

#### 4.4.2 Tipo de elemento adotado

Para composição da malha de elementos finitos em estruturas de cascas, o *Ansys* emprega, por padrão, o elemento SHELL181. De acordo com o ANSYS (2022, p. 673), esse elemento é adequado para analisar estruturas de cascas de espessura fina a moderada apesar de não definir quantitativamente esta classificação de espessura. A geometria do elemento SHELL181, mostrada na Figura 84, é caracterizada por possuir 4 nós, onde cada um destes possui 6 graus de liberdade (3 de translação e 3 de rotação), e pela direção normal ser definida no sentido positivo da “rotação I-J-K-L”. Neste elemento é possível que os nós K e L degenerem-se num único nó para produzir o elemento em formato triangular, mas essa configuração só é recomendável para gerar elementos de preenchimento. Os cantos das faces externas, nomeados pela letra “T” seguida de um número identificador, são usados na atribuição da temperatura em problemas térmicos.

Figura 84 – Geometria do elemento SHELL181



Fonte: ANSYS (2022, p. 674).

O elemento SHELL181 é adequado para aplicações lineares, que envolvam grandes rotações e/ou grandes deformações não lineares. Além disso, ele também pode ser empregado na modelagem de cascas compósitas ou em construções tipo “sanduíche” (ANSYS, 2022, p. 673 e 674).

No que diz respeito à ordem, trata-se de um elemento bilinear, e quanto às opções de configuração do elemento, todas foram mantidas nas predefinições

padrão do *software*, onde, segundo o ANSYS (2022, p. 682 a 684), são assim estabelecidas:

- a) KEYOPT(1) = 0: Rigidez do elemento – Rigidez de flexão e membrana;
- b) KEYOPT(3) = 0: Opção de integração – Integração reduzida com “controle de ampulheta” (*hourglass control*);
- c) KEYOPT(4) = 0: Opção de orientação normal da casca – Calculada a partir da conectividade do elemento;
- d) KEYOPT(5) = 0: Formulação de casca curva – Formulação de casca padrão;
- e) KEYOPT(8) = 0: Especifique o armazenamento de dados da camada – Para elementos de várias camadas, armazene dados para a parte inferior da camada inferior e para a parte superior da camada superior. Para elementos de camada única, armazene dados para as superfícies superior e inferior;
- f) KEYOPT(9) = 0: Opção de espessura do usuário – Nenhuma sub-rotina do usuário para fornecer espessura inicial;
- g) KEYOPT(10) = 0: Opção de saída de tensão normal de espessura (Sz) – Sz não modificado (Sz = 0);
- h) KEYOPT(11) = 0: Orientação padrão do eixo x do elemento ( $x_0$ ) – Primeira direção paramétrica no centroide do elemento.

#### 4.5 ATIVIDADES NÃO INCLUÍDAS NESTE TRABALHO

Com este trabalho não se buscou realizar análises locais de tensões, como foi mencionado na subseção 4.2.1 ao ser comentado que, por exemplo, as uniões entre os elementos estruturais precisariam passar por um processo de detalhamento envolvendo modelagem com corpos sólidos dos tipos de uniões empregadas e pelo consecutivo tratamento isolado de cada região de interesse. Também não foi almejada a otimização da estrutura, como também foi pontuado na subseção 4.2.1, o que seria uma etapa seguinte ao cumprimento das exigências de resistência mecânica.

Um outro estudo que não se pretendeu fazer é o do impacto de algumas modificações na aerodinâmica do VANT. Visto que algumas alterações se propõem a mudar não apenas a estrutura interna de determinada parte da aeronave, mas

também a sua forma geométrica externa, ou seja, as cascas das superfícies que também desempenham papel estrutural, o efeito que isso produz no comportamento do escoamento do ar em torno do VANT pode originar relações de compromisso entre os benefícios estruturais e os prejuízos aerodinâmicos das modificações.

Aqui não se objetivou executar análises dinâmicas de nenhum tipo, como análises de vibração ou relacionadas com os fenômenos aeroelásticos e, em síntese, o presente trabalho não se trata de uma análise estrutural finalizada, ele trata de compreender o funcionamento de estruturas de aeronaves, seus elementos estruturais, suas solicitações e a análise estrutural básica por normas.

## 5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Nesta seção realizou-se uma análise dos deslocamentos e das tensões obtidos como resultado das simulações. O deslocamento considerado será o deslocamento total de cada nó e a tensão considerada será a tensão equivalente ( $\sigma_e$ ) de *von Mises* em cada nó. Como forma de avaliar a conformidade da estrutura em relação ao critério de falha adotado, será analisado o fator de segurança, definido pelo *Ansys* na forma da Equação (40). Uma vez que a tensão limite ( $S_{limite}$ ) admitida pelo critério de falha é metade do limite de resistência à tração, ou da resistência última ( $S_u$ ) como às vezes é chamado este limite, e que a tensão equivalente deve ser inferior à tensão limite para que o projeto atenda ao critério de falha, conclui-se que o fator de segurança em cada nó, sendo calculado com  $S_{limite} = S_u$  para cada material, precisa ser superior a 2.

$$F_S = \frac{S_{limite}}{\sigma_e} \quad (40)$$

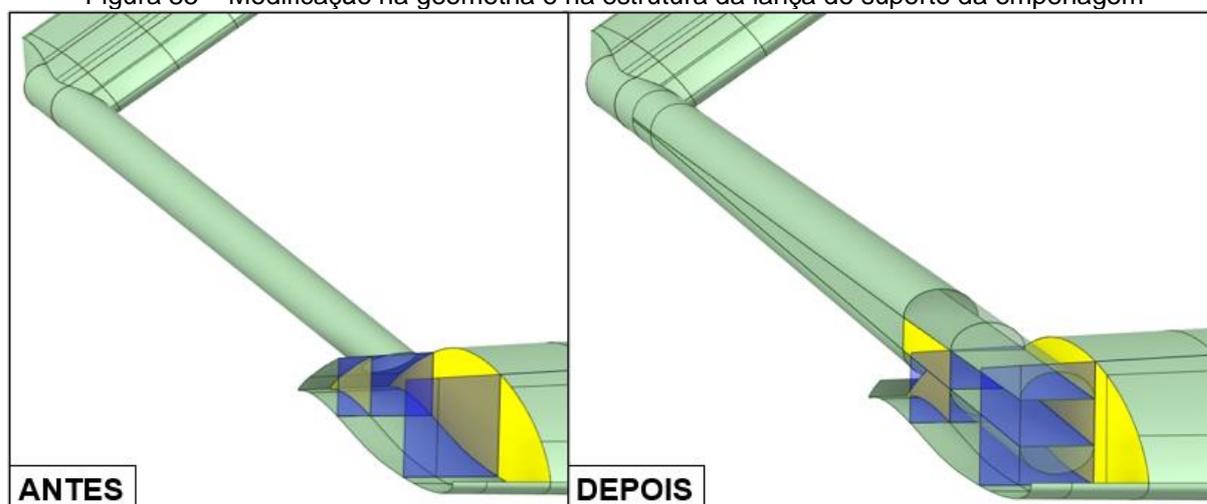
Em relação aos limites de deslocamento da estrutura, a norma consultada não traz considerações. Dessa forma, como será observado nos resultados apresentados nas próximas subseções, foram adotados níveis de deslocamento máximo aceitáveis tendo em vista que superfícies que produzem força aerodinâmica, como asa e empenagem, não podem se deslocar consideravelmente devido às perturbações que isso provoca no escoamento de ar em torno delas; assim como a perna do trem de pouso principal deve deslocar-se mais que as superfícies supracitadas, ou seja, ela precisa ser mais flexível em virtude do seu funcionamento como uma mola.

### 5.1 ASA E EMPENAGEM

Antes de apresentar e discutir os resultados relativos ao comportamento mecânico do conjunto asa e fuselagem, vale a pena comentar a modificação realizada na geometria externa e nas estruturas internas da lanca de suporte da empenagem.

De acordo com as referências empregadas na engenharia reversa do VANT tomado como base, a lança possuía uma geometria cilíndrica, como pode ser constatada no lado esquerdo da Figura 85, onde algumas estruturas foram ocultadas e outras deixadas com visibilidade transparente para um melhor entendimento. Assim, depois de alguns ciclos de análise dos deslocamentos e tensões no conjunto asa e empenagem, a lança foi remodelada observando-se a geometria do mesmo componente no VANT turco Bayraktar TB2. Portanto, a configuração na qual a lança expande-se em duas cascas de semicones elípticos fechados lateralmente por superfícies planas em direção ao encontro com a asa foi a que produziu os melhores resultados.

Figura 85 – Modificação na geometria e na estrutura da lança de suporte da empenagem

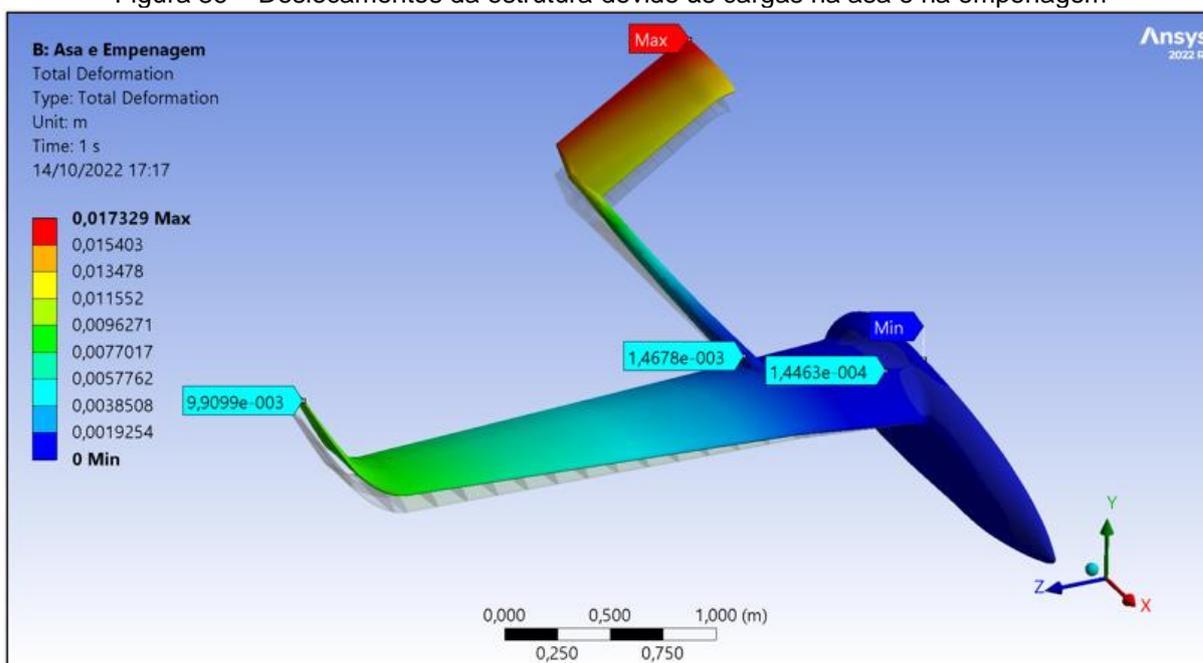


Fonte: O autor (2022).

Com a modificação descrita acima, houve um aumento do momento de inércia em torno do eixo de simetria horizontal da lança, bem como se preservou a continuidade das superfícies laterais planas com as nervuras que antes eram apenas vizinhas à fixação da lança na asa. Para esta continuidade, conforme é possível observar no lado direito da Figura 85, foi necessário adicionar um prolongamento na borda posterior das referidas nervuras com formato trapezoidal de largura correspondente à largura das superfícies laterais da lança no local do encontro entre elas. Além disso, dois elementos longitudinais (longarinas) internos à lança foram adicionados e uma estrutura similar à da própria lança foi inserida entre as longarinas frontal e traseira da asa com o intuito de conectar os membros estruturais primários da lança aos membros primários da asa.

Iniciando a apresentação dos resultados, a Figura 86 exibe os deslocamentos de cada nó do modelo ampliados por um fator de escala de 10, além disso, uma escala de cores mostra os valores reais dos deslocamentos. Etiquetas de máximo e mínimo indicam os pontos que sofreram tais deslocamentos, bem como outras etiquetas foram inseridas na ponta do *winglet*, na raiz da asa e na raiz da lança para indicar os valores reais dos seus deslocamentos. O modelo não carregado é mostrado como uma sombra acinzentada e, reforçando uma informação que consta na legenda, a unidade de medida é o metro. Sabendo que o deslocamento relativo entre o ponto de máximo deslocamento e a raiz da lança é cerca de 0,016 m (Figura 86) e que o comprimento da lança é cerca de 1,5 m, o deslocamento da empenagem é cerca de 1,1% do comprimento da lança. Já para a asa, como o deslocamento relativo entre a ponta do *winglet* e a raiz da asa é cerca de 0,008 m (Figura 86) e o comprimento da meia asa é cerca de 2,6 m, o deslocamento do *winglet* é cerca de 0,3% do comprimento da meia asa.

Figura 86 – Deslocamentos da estrutura devido às cargas na asa e na empenagem

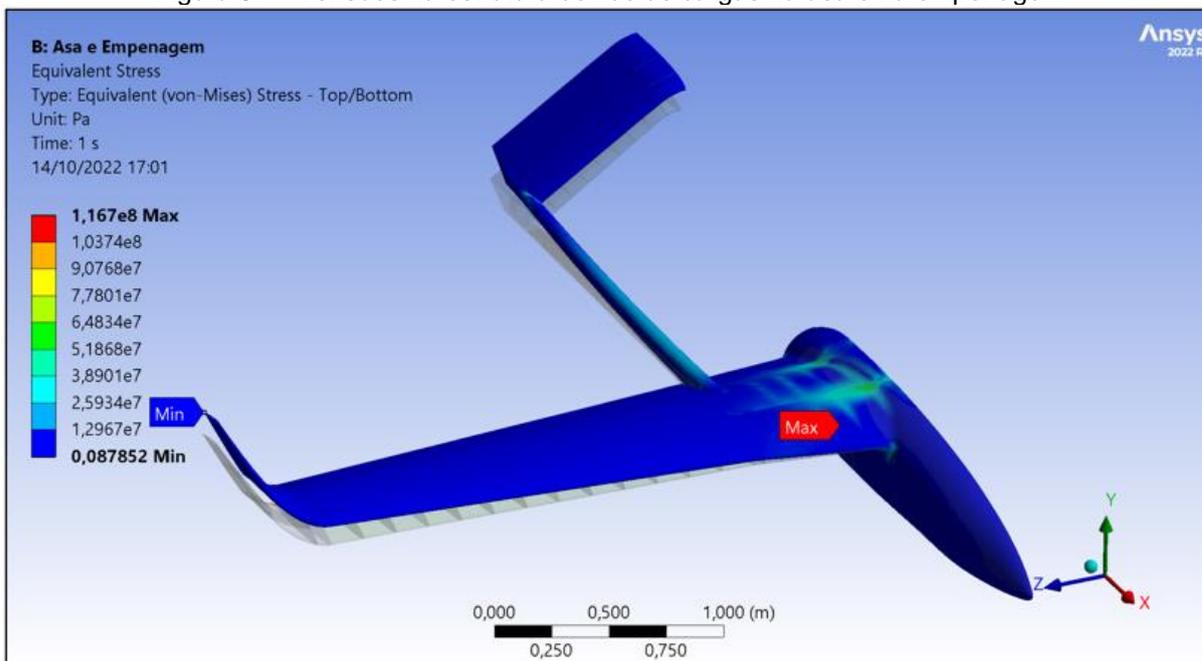


Fonte: O autor (2022).

As tensões equivalentes de *von Mises* calculadas em pascal são contempladas nas Figuras 87 e 88. Na primeira é mostrada uma visão geral de toda a estrutura, ao passo que na segunda é dado um enfoque na região onde ocorrem as maiores tensões, que é a raiz da asa. Nesta última ainda é possível notar o valor

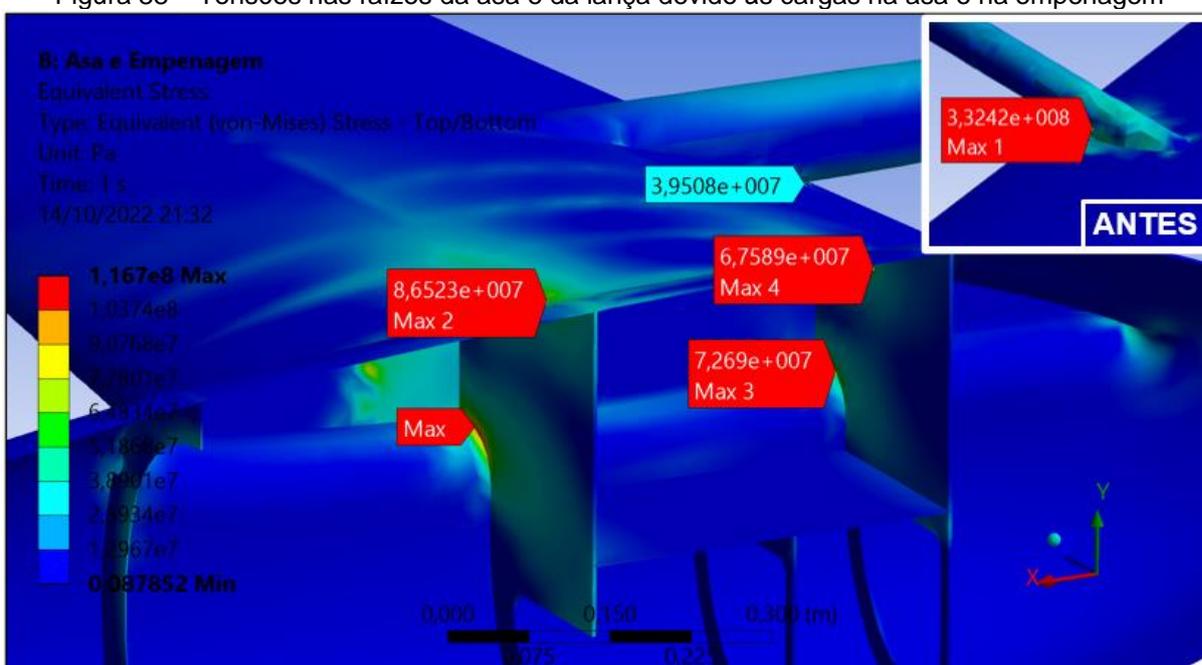
máximo da tensão que atua na região onde a lança se fixa na asa, este que, inclusive, foi reduzido em cerca de 88% após as sucessivas modificações na estrutura daquela região; o valor máximo da tensão obtida na mesma região do primeiro modelo quando submetido ao mesmo carregamento pode ser identificado no canto superior direito da Figura 88.

Figura 87 – Tensões na estrutura devido às cargas na asa e na empenagem



Fonte: O autor (2022).

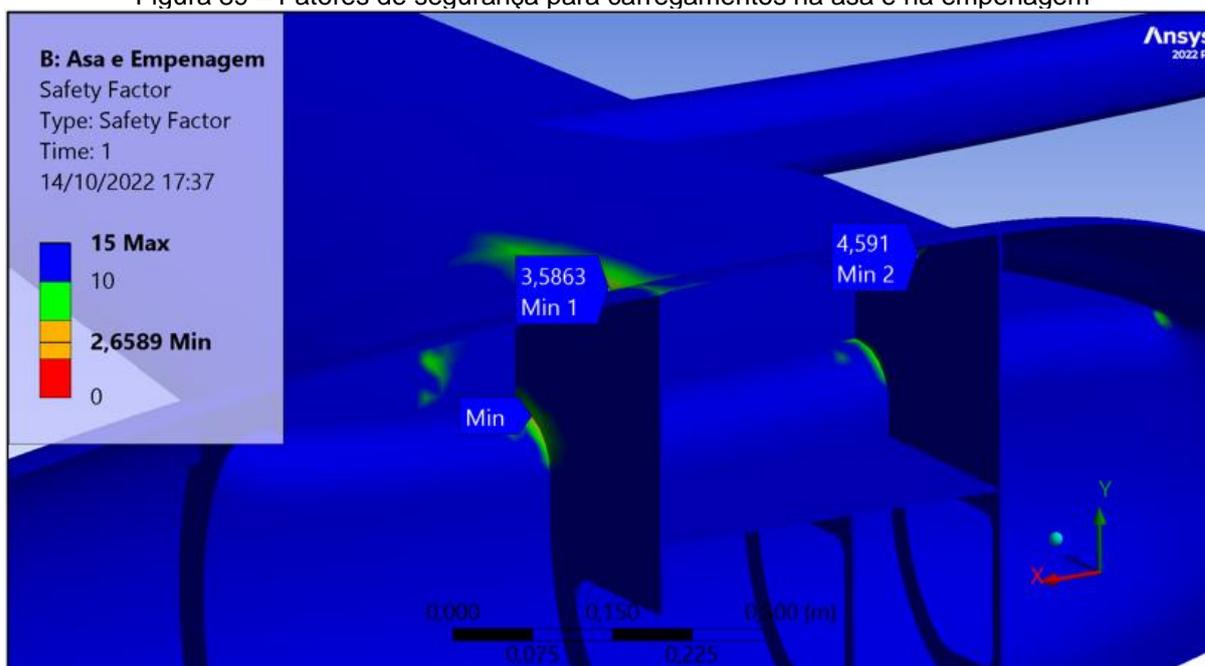
Figura 88 – Tensões nas raízes da asa e da lança devido às cargas na asa e na empenagem



Fonte: O autor (2022).

Quanto ao fator de segurança, pela Figura 89 é possível perceber que o projeto atende ao critério de falha para fadiga proposto pela norma CS-VLA 572 (2018, p. 64) pelo fato de o menor valor calculado daquele fator ser maior que 2. Aqui vale ressaltar que o *Ansys* já realiza o cálculo do fator de segurança para cada nó da malha considerando a resistência última do material que compõe o elemento estrutural do qual o nó faz parte.

Figura 89 – Fatores de segurança para carregamentos na asa e na empenagem

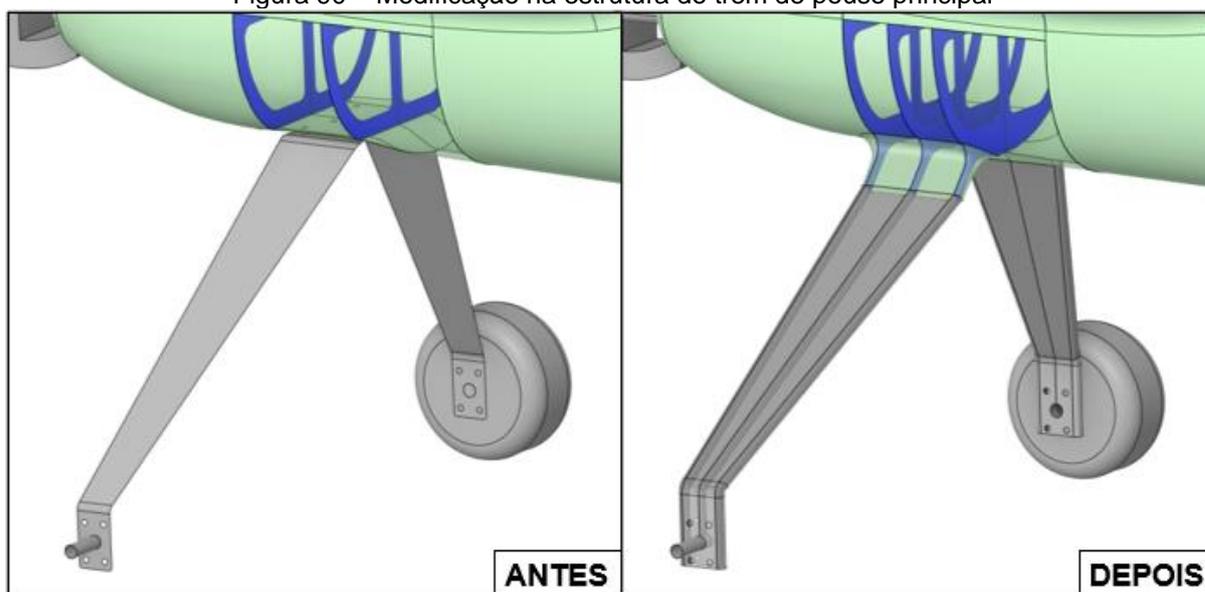


Fonte: O autor (2022).

## 5.2 TREM DE POUSO PRINCIPAL

Outro componente que sofreu modificações em relação ao que foi possível identificar pelas referências foi o trem de pouso principal. Como mostra a Figura 90, inicialmente ele era constituído de uma barra chata dobrada em dois pontos de modo a ficar com um trecho vertical na extremidade inferior, onde é fixado o conjunto de roda e freio, um trecho horizontal na extremidade superior, onde havia quatro furos para fixação na fuselagem com parafusos, e um trecho inclinado entre os outros dois. Na região de fixação do trem principal na fuselagem havia uma adaptação para que a superfície desta também fosse composta por uma placa horizontal com quatro furos em cada lado.

Figura 90 – Modificação na estrutura do trem de pouso principal



Fonte: O autor (2022).

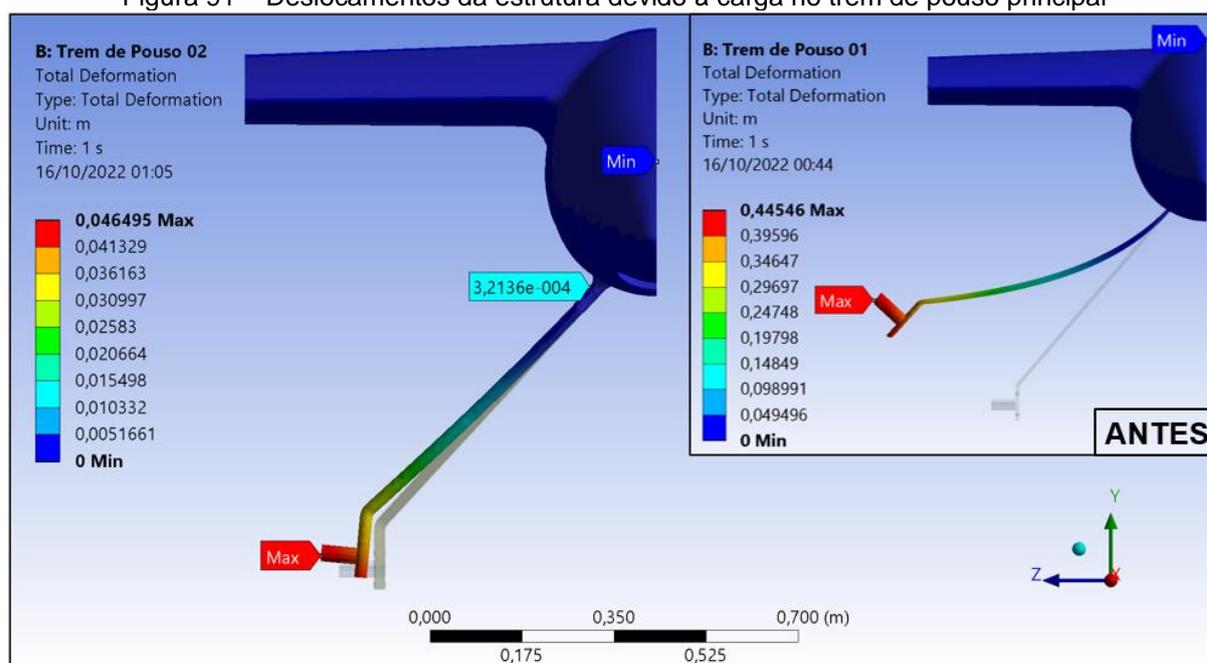
Após a análise dos primeiros resultados, foi observado que não existiam elementos estruturais que tornassem o trem de pouso principal rígido o suficiente na direção vertical, tampouco o único elemento estrutural do trem, que era a barra chata, estava unido diretamente aos elementos estruturais primários da fuselagem, que são os anéis. Assim, depois de algumas melhorias, o trem de pouso principal ficou composto de duas placas dobradas de forma análoga à primeira, porém de menor espessura que no projeto inicial, afastadas paralelamente uma da outra na direção normal às suas superfícies, unidas em suas bordas frontal e traseira por cascas de semicilindros e com longarinas internas perpendiculares às placas (Figura 90).

Da mesma forma que na fixação das asas na fuselagem, os anéis desta que ficam próximos à conexão com o trem principal tiveram suas geometrias prolongadas na direção do trem para manter a imprescindível continuidade entre tais elementos estruturais primários da fuselagem e os do trem de pouso principal, isto é, as suas longarinas. Com isso, a adaptação na superfície da fuselagem foi dispensada, voltando esta, a ter a sua superfície curva original.

Em relação aos resultados, primeiramente, os deslocamentos do trem de pouso principal em escala verdadeira podem ser identificados na Figura 91. Da mesma forma como foi comentado anteriormente, o modelo não deformado aparece como uma sombra acinzentada. Sabendo que o comprimento da perna do trem

principal é cerca de 0,6 m e que o deslocamento relativo entre o ponto de máximo deslocamento e a raiz do trem de pouso é cerca de 0,046 m (Figura 91), o deslocamento da roda principal é cerca de 7,7% do comprimento da perna do trem principal. Ainda na Figura 91 é possível ver a diferença de deslocamentos entre as estruturas inicial e final dos trens principais para a mesma carga, ficando evidente a significativa redução de cerca de 90% após as sucessivas modificações implementadas na referida estrutura.

Figura 91 – Deslocamentos da estrutura devido à carga no trem de pouso principal



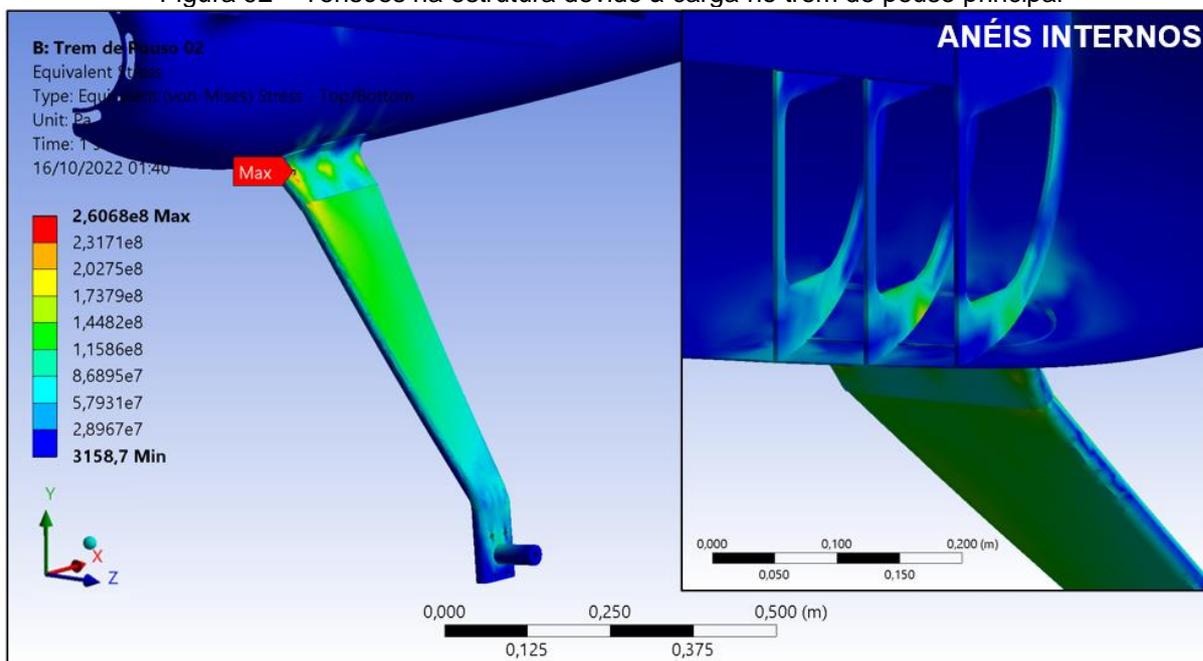
Fonte: O autor (2022).

Na Figura 92 pode-se visualizar como as tensões equivalentes de *von Mises* (em pascal) se distribuem ao longo do trem principal e da região de fixação dele na fuselagem. O lado direito da mesma figura mostra a distribuição de tensões pelos anéis internos da fuselagem naquela região. Aqui vale destacar que o anel do meio não existia no modelo base, inclusive ele não aparece nos resultados da asa e da empenagem pois ele possui pouquíssima influência naquelas simulações, mas foi uma inclusão necessária para fixação da longarina do meio do trem principal como nota-se voltando à Figura 90.

O fator de segurança mínimo, apresentado na Figura 93, ocorre para o mesmo ponto da tensão máxima, o que era de se esperar já que a única estrutura daquela região que possui um material distinto da liga Al 7075-T6 é a superfície da

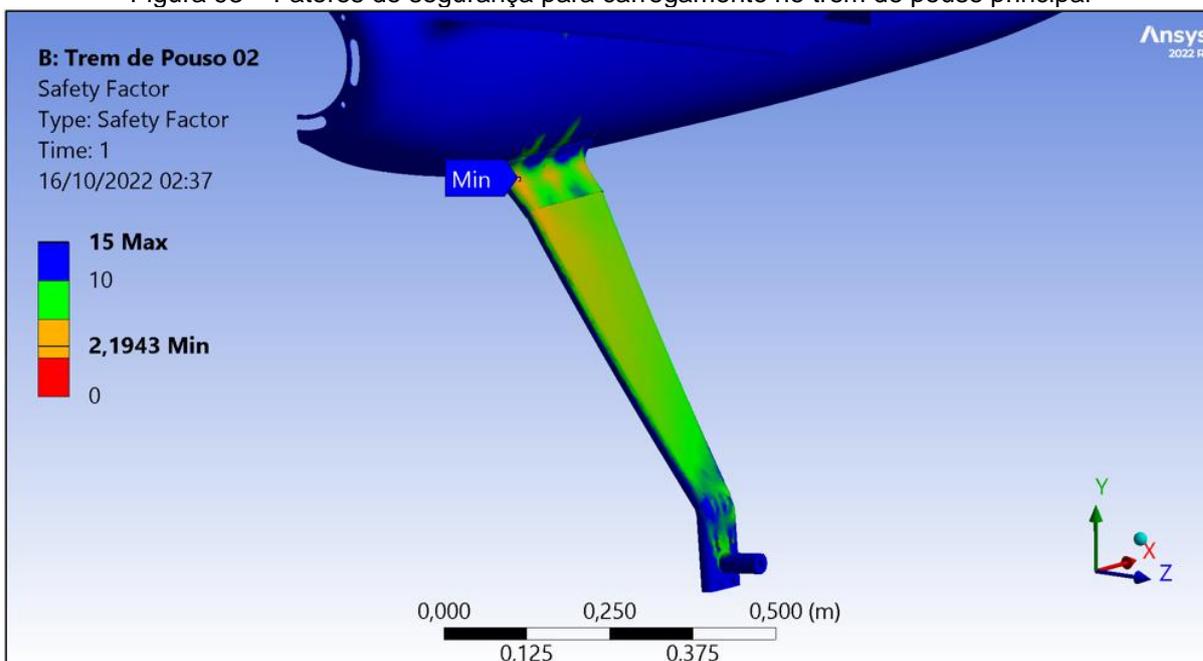
fuselagem, feita da liga Al 6061-T6 como foi relatado na subseção 5.2. O fato de o fator de segurança em cada ponto estar acima de 2 sinaliza que a estrutura atende ao critério de falha adotado.

Figura 92 – Tensões na estrutura devido à carga no trem de pouso principal



Fonte: O autor (2022).

Figura 93 – Fatores de segurança para carregamento no trem de pouso principal



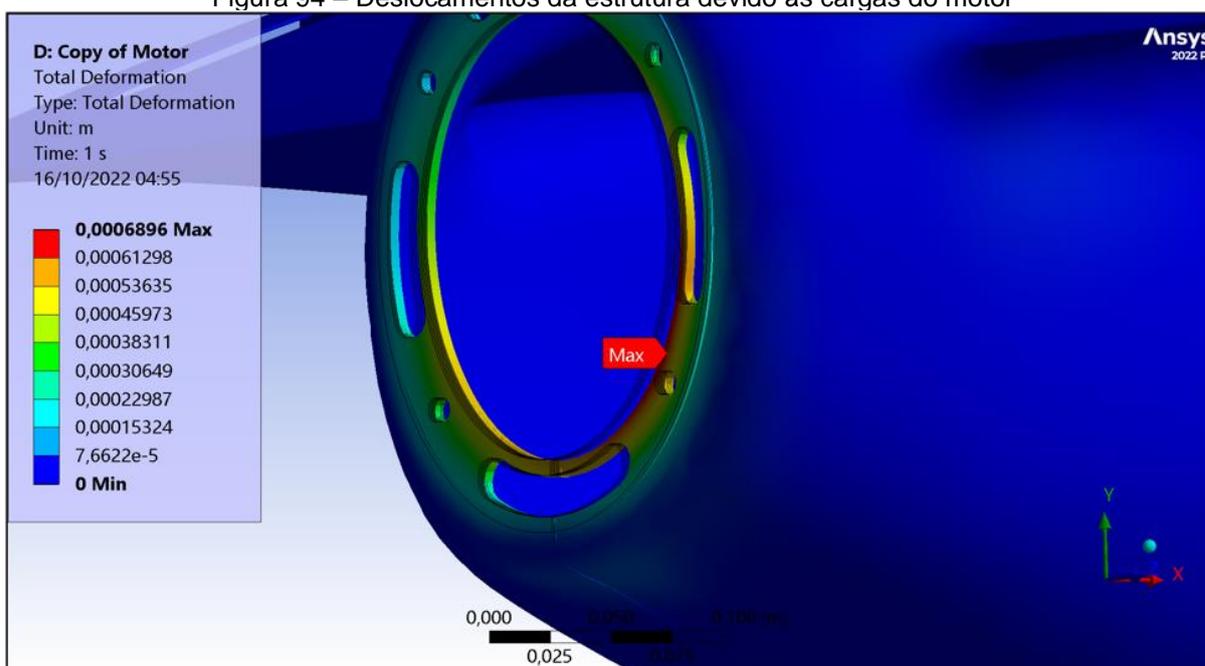
Fonte: O autor (2022).

### 5.3 SUPORTE DO MOTOR

As simulações com as cargas que o motor realiza sobre a fuselagem através dos seus discos de suporte chamam a atenção para a rigidez da região em que estes se fixam àquela. Esse comportamento, que é exibido na Figura 94, decorre das elevadas curvaturas verificadas na superfície da fuselagem na região de transição entre a coroa circular a qual os discos se fixam e o restante da fuselagem; inclusive, a região mencionada lembra uma concordância toroidal. Mesmo apresentando os deslocamentos ampliados por um fator de escala de 10, foi necessário mostrar o *wireframe* do modelo não deformado para ter-se uma pequena noção da forma da estrutura submetida às cargas.

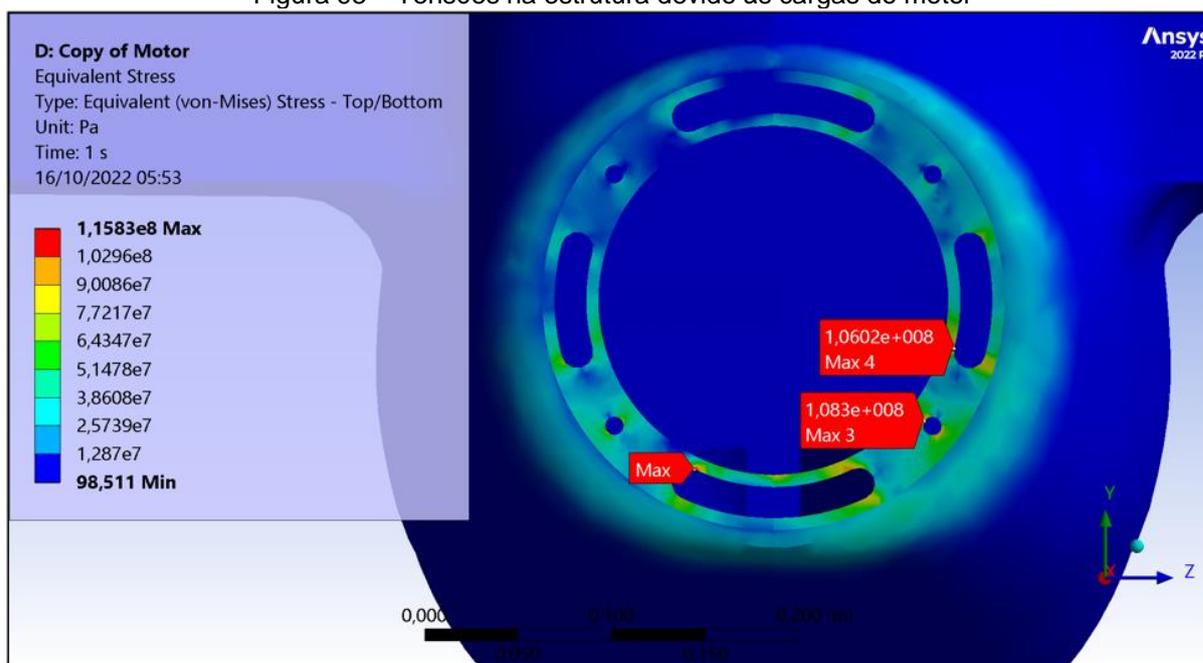
A Figura 95 expõe as tensões de *von Mises*, onde a distribuição assimétrica lateral delas revela o caráter assimétrico do carregamento já que a geometria é perfeitamente simétrica na referida direção. Outro detalhe a ser observado é que, além do ponto de máxima tensão global, os máximos locais são todos nas bordas de furos e rasgos, confirmando a concentração de tensões nessas geometrias.

Figura 94 – Deslocamentos da estrutura devido às cargas do motor



Fonte: O autor (2022).

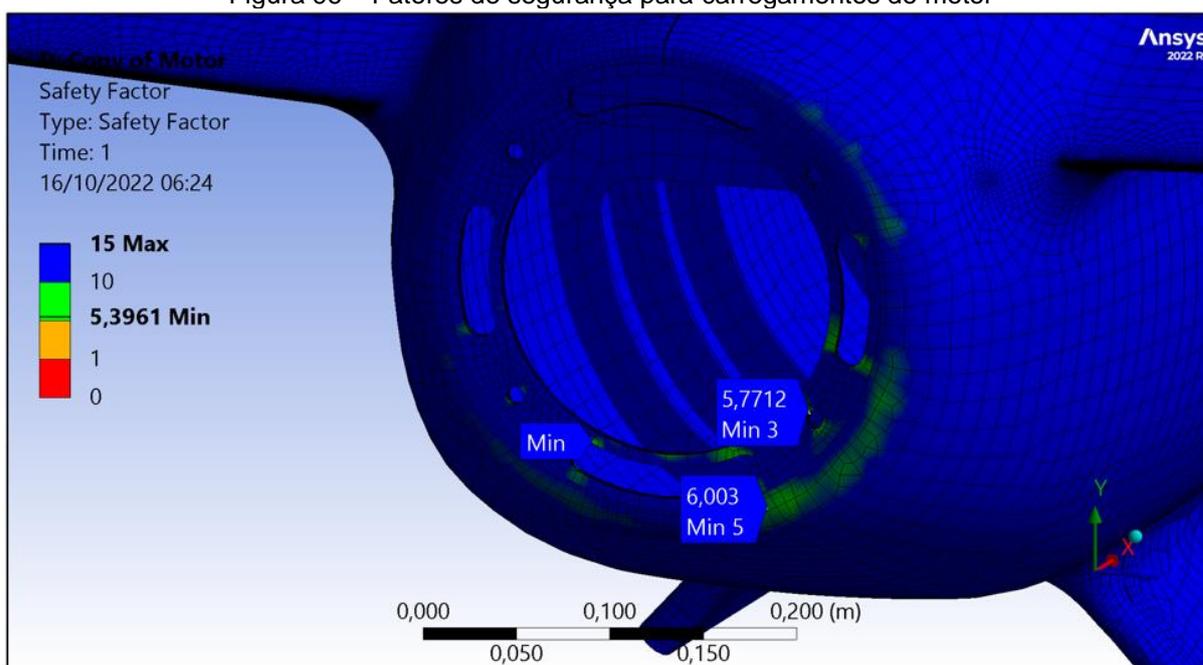
Figura 95 – Tensões na estrutura devido às cargas do motor



Fonte: O autor (2022).

No que diz respeito ao fator de segurança, a Figura 96 mostra que, assim como para as outras partes da aeronave submetidas aos seus respectivos carregamentos, a estrutura de fixação do motor na fuselagem está em conformidade com o que é exigido pelo critério de falha empregado devido ao menor fator de segurança ser superior a 2. E antes de afirmar que, pelo fato de o fator de segurança mínimo ser mais de 1,5 vezes superior ao exigido, a estrutura está superdimensionada, é importante ter-se uma margem de segurança razoável pois vale pontuar que há um carregamento não considerado na atual análise: o carregamento giroscópico; cuja atuação se verifica quando a aeronave realiza manobras que mudem a direção do eixo de giro do grupo motopropulsor, isto é, durante arfagens e guinadas. Na Figura 96, a exibição dos elementos da malha foi escolhida por melhorar a percepção visual da imagem dada a baixa gradação de cores.

Figura 96 – Fatores de segurança para carregamentos do motor



Fonte: O autor (2022).

## 6 CONCLUSÃO

Tendo em vista o crescente emprego dos veículos aéreos não tripulados nos mais variados setores da sociedade e a celeridade que as ferramentas computacionais podem agregar ao processo de desenvolvimento de produtos, o presente trabalho buscou fazer uso da simulação computacional para a realização de uma etapa de fundamental importância em qualquer projeto aeronáutico: a análise estrutural.

Para alcançar uma compreensão satisfatória acerca das variáveis envolvidas na análise estrutural, ou seja, das cargas e dos seus efeitos sobre os componentes da estrutura, possibilitando inclusive uma tomada de decisões mais acurada frente aos resultados obtidos, foram definidos cinco objetivos específicos. Ao organizar uma base de conhecimentos teóricos, foram estabelecidas ligações entre este trabalho e as referências que tratam de assuntos específicos de maneira mais aprofundada como forma de auxiliar consultas futuras. Com a modelagem geométrica da aeronave verificou-se que a existência ou não de alguns componentes, assim como o seu nível de detalhamento devem ser norteados pelos objetivos da simulação. Pelo entendimento da interação entre a estrutura e o ar foi possível perceber como as decisões de projeto estão relacionadas com as bases da aerodinâmica. Na determinação dos esforços constatou-se que as prescrições normativas não dispensam a formação teórica e a experiência do projetista ou do analista, muito pelo contrário, elas também exigem conhecimentos multidisciplinares. E a partir da análise dos resultados foi observada a característica iterativa inerente ao processo de projeto e que é motivada pelas etapas de análise.

Dessa forma, a hipótese do trabalho de que só é possível obter resultados úteis a partir de modelos complexos se refutou, pelo fato de que foi possível identificar oportunidades de melhoria e ver o resultado de suas implementações mesmo realizando simplificações no modelo. Enquanto a hipótese de que é possível determinar os carregamentos para a análise estrutural através de distribuições de cargas estáticas foi confirmada, pelo fato de que os modelos teóricos e as normas fornecem subsídios amplamente validados para a execução daquela atividade.

Assim, na elucidação do uso de ferramentas computacionais para a análise estrutural, ficou evidente que a adoção de procedimentos baseados na familiaridade do analisador com a ferramenta, nas suas técnicas e habilidades, buscando atender

a objetivos e critérios claros e fundamentados em conhecimentos teóricos e, em certos casos, dados experimentais, desempenha um papel crucial para a eficácia e a eficiência do processo de análise.

No que diz respeito ao *Ansys SpaceClaim* para a modelagem geométrica tridimensional, ao *Ansys Mechanical* nas suas interfaces de pré e pós-processamento para entrada e coleta de dados e às planilhas para preparação dos dados de entrada, eles permitiram uma construção relativamente rápida da geometria tendo em vista complexidade natural desta, uma visualização dos resultados facilmente compreensível e uma melhor organização dos cálculos dos carregamentos.

## 7 TRABALHOS FUTUROS

Finalmente, trabalhos futuros podem aproveitar o objeto do presente estudo nas diferentes áreas por ele abordadas: emprego de normas, seleção de materiais, modelagem, análise computacional, dentre outras. Sendo assim, sugere-se:

- a) investigar as demais condições de carregamento exploradas pela norma CS-VLA, mas que não foram tratadas neste trabalho;
- b) empregar materiais compósitos na estrutura para avaliar o seu impacto no peso da aeronave sem deixar de obedecer aos critérios de falha cabíveis a este tipo de material;
- c) realizar análises locais de conexões entre elementos estruturais primários e do trem de pouso de nariz empregando modelos de corpos sólidos;
- d) fazer um estudo de convergência de malha para avaliar a precisão dos resultados obtidos e para fornecer uma base de tamanhos de malhas aceitáveis para análises semelhantes;
- e) realizar a otimização estrutural dos componentes para uma possível redução das espessuras das cascas;
- f) estudar a fadiga de componentes críticos e comparar seus resultados com os resultados obtidos neste trabalho, os quais seguem a prescrição normativa aqui explicada;
- g) usar o CFD para alguma condição específica e desfavorável de voo e comparar os resultados obtidos;
- h) fazer um estudo de vibração da aeronave.

## REFERÊNCIAS

ABBOTT, Ira H.; DOENHOFF, Albert E. von. **Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data**. New York, NY: Dover Publications, Inc., 1959. ISBN 486-60586-8.

AIRFOIL Tools. **Airfoil Tools**, c2022. Página inicial. Disponível em: <http://airfoiltools.com/>. Acesso em: 15 abr. 2022.

ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil. **IS 21-002 Revisão A**: emissão de certificado de autorização de voo experimental para veículos aéreos não tripulados. Brasília, DF: ANAC, 2010.

ANDERSON, John. **Aircraft performance and design**. McGraw-Hill Education, 1998. ISBN 0-07-001971-1.

ANDERSON, John. **Fundamentals of aerodynamics**. 6. ed. New York, NY: McGraw-Hill Education, 2017. ISBN 978-1-259-12991-9.

ANSYS. **ANSYS Mechanical APDL Element Reference**. 2022 R1 ed. Canonsburg, PA: ANSYS, Inc., 2022.

AUSTIN, Reg. **Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment**. John Wiley & Sons, 2010. ISBN 978-0-470-05819-0.

COMMITTEE FOR INVESTIGATION OF STATE AVIATION ACCIDENTS (KBWLLP). **TECHNICAL REPORT: Facts regarding the crash of the TU-154M No. 101, (Fight PLF101), that took place in Smolensk, Russia on the 10th of April 2010**. 2011. Disponível em: [http://www.smolenskcrashnews.com/reports/polish/polish\\_final\\_report.pdf](http://www.smolenskcrashnews.com/reports/polish/polish_final_report.pdf). Acesso em: 28 fev. 2022.

COPPERMETAL. Entenda as diferenças entre as ligas de alumínio 6061 e 7075. **Coppermetal: Distribuidor de aço e metal para todo Brasil**, c2022. Disponível em: <https://www.coppermetal.com.br/blog/aluminio-6061-e-7075/>. Acesso em: 24 ago. 2022.

DRELA, Mark; YOUNGREN, Harold. **XFOIL: Subsonic Airfoil Development System**. Versão 6.99. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2013. Disponível em: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>. Acesso em: 13 set. 2022.

EASA – European Aviation Safety Agency. **Certification Specification for Very Light Aeroplanes (CS-VLA) (Amendment 1)**. European Union, EU: EASA, 2018. Disponível em: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/cs-vla-amendment-1>. Acesso em: 16 mar. 2022

EINSTEIN, Albert. **A mente que se abre a uma nova ideia jamais retornará ao seu tamanho original**.

FAA – Federal Aviation Administration. **Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe**. 2018a. Volume 1 (FAA-H-8083-31A).

FAA – Federal Aviation Administration. **Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe**. 2018b. Volume 2 (FAA-H-8083-31A).

FAA – Federal Aviation Administration. **Federal Aviation Regulation – Part 23 (FAR-23)**. Washington, D.C.: FAA, 2001. Disponível em: <https://www.govinfo.gov/app/collection/cfr/2001/title14/chapterI/subchapterC/part23>. Acesso em: 16 mar. 2022

FRICITION – Friction Coefficients and Calculator. **Engineering ToolBox**, 2004. Disponível em: [https://www.engineeringtoolbox.com/friction-coefficients-d\\_778.html](https://www.engineeringtoolbox.com/friction-coefficients-d_778.html). Acesso em: 04 out. 2022.

GIANNAKIS, Efstratios; SAVAYDIS, George. Structural integrity aspects of a lightweight civil unmanned air vehicle. **International Journal of Structural Integrity**, v. 7, n. 6, 2016, p. 773-787. DOI: 10.1108/IJSI-11-2015-0055. Disponível em: <https://www.emerald.com/insight/content/doi/10.1108/IJSI-11-2015-0055/full/html>. Acesso em: 25 mai. 2022.

GUDMUNDSSON, Snorri. **General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures**. Butterworth-Heinemann, 2013. ISBN 978-0-12-397308-5.

HOMA, Jorge M. **Aeronaves e motores: conhecimentos técnicos**. 29. ed. São Paulo/SP: ASA, 2009. ISBN 978-85-86262-47-0.

IVAO – International Virtual Aviation Organisation. SPOILERS. **IVAO – International Virtual Aviation Organisation**, 2022. Disponível em: <https://mediawiki.ivao.aero/index.php?title=Spoilers>. Acesso em: 19 ago. 2022.

JAKE. How many CPU can I use in one simulation? **Ansys Learning Forum**. 2019. Disponível em: <https://forum.ansys.com/forums/topic/how-many-cpu-can-i-use-in-one-simulation/>. Acesso em: 06 nov. 2022.

LOMAX, Ted L. **Structural loads analysis for commercial transport aircraft: theory and practice**. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1996. ISBN 1-56347-114-0.

LUNDEVALL, Fredrik *et al.* Forward-swept Wings. In: **TMAL02 Expert Conference**, v. 8, n. 4, 2019. p. 11-13. Disponível em: <https://conference.ep.liu.se/index.php/TMAL02/article/view/548>. Acesso em: 10 abr. 2022.

MATWEB – Material Property Data. **MatWeb: Online Materials Information Resource**, c2022. Página inicial. Disponível em: <https://www.matweb.com/>. Acesso em: 14 jul. 2022.

NASA – National Aeronautics and Space Administration. Stabilators. **Beginner's Guide to Aeronautics**, 2021. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/stablator.html>. Acesso em: 17 ago. 2022.

OLIVEIRA, Paulo Henriques Iscold Andrade de. **Introdução às Cargas nas Aeronaves**. Belo Horizonte/MG: Centro de Estudos Aeronáuticos da Escola de Engenharia da Universidade Federal de Minas Gerais (CEA-UFMG), [ca. 2002]. Disponível em: <https://www.demec.ufmg.br/cea/Bibliografia/cargasnasaeronaves.pdf>. Acesso em: 12 jul. 2022.

PANAGIOTOU, Pericles *et al.* Aerodynamic and structural design for the development of a MALE UAV. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, v. 90, n. 7, 2018, p. 1077-1087. DOI: 10.1108/AEAT-01-2017-0031. Disponível em: <https://www.emerald.com/insight/content/doi/10.1108/AEAT-01-2017-0031/full/html>. Acesso em: 04 out. 2021.

PANAGIOTOU, Pericles *et al.* Aerodynamic design of a MALE UAV. **Aerospace Science and Technology**, v. 50, 2016, p. 127-138. DOI: 10.1016/j.ast.2015.12.033. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1270963815300353>. Acesso em: 04 out. 2021.

PITATZIS, Nikolaos *et al.* Design and FE calculations of a lightweight civil unmanned air vehicle. **Shaping the Future by Engineering: Proceedings; 58th IWK, Ilmenau Scientific Colloquium, Technische Universität Ilmenau, 8 - 12 September 2014**, v. 58, 2014, p. 1-9. URN: urn:nbn:de:gbv:ilm1-2014iwk-123:4. Disponível em: [https://www.db-thueringen.de/receive/dbt\\_mods\\_00025179](https://www.db-thueringen.de/receive/dbt_mods_00025179). Acesso em: 25 mai. 2022.

RAYMER, Daniel. **Aircraft design: a conceptual approach**. 2. ed. Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992. ISBN 0-930403-51-7.

RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho**. Salto/SP: [www.engbrasil.eng.br](http://www.engbrasil.eng.br), 2014a. ISBN 978-85-918113-0-4.

RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Estabilidade e Estruturas**. Salto/SP: [www.engbrasil.eng.br](http://www.engbrasil.eng.br), 2014b. ISBN 978-85-918113-1-1.

SOUSA, Joselito. Flaps, Slats: Partes móveis na asa do avião. **Aviões e Músicas**. 4 jan. 2009. Disponível em: <https://avioesemusicas.com/flaps-slats-partes-moveis-na-asa-do-aviao.html>. Acesso em: 18 ago. 2022.

SOUSA, Joselito. VOU DAR SPOILER EP. 258. **YouTube**, 1º fev. 2018. Disponível em: [https://www.youtube.com/watch?v=Z5HGZx\\_-1fo](https://www.youtube.com/watch?v=Z5HGZx_-1fo). Acesso em: 19 ago. 2022.

SPITZER, Cary; FERRELL, Uma; FERRELL, Thomas (Ed.). **Digital avionics handbook**. 3. ed. CRC Press, 2014. ISBN 978-1-4398-6898-0.

SPOILERS And Speedbrakes. **SKYbrary Aviation Safety**, c2022. Disponível em: <https://skybrary.aero/articles/spoilers-and-speedbrakes>. Acesso em: 19 ago. 2022.

TORENBEEK, Egbert. **Synthesis of Subsonic Airplane Design: An Introduction to the Preliminary Design of Subsonic General Aviation and Transport Aircraft, with Emphasis on Layout, Aerodynamic Design, Propulsion and Performance**. Rotterdam, SH: Delft University Press, 1976. ISBN 90-298-2505-7.

WAJEED, Md Abdul; REDDY, Babu. Stress Analysis of Fuselage Frame with Wing Attachment Beam and Fatigue Damage Estimation. **International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)**, v. 4, ed. 11, 2015, p. 517-521. DOI: 10.17577/IJERTV4IS110472. Disponível em: <http://dx.doi.org/10.17577/IJERTV4IS110472>. Acesso em: 28 fev. 2022.

ZANZOTTERA Technologies Srl. 305HS ENGINE. **Zanzottera Engines**, c2022. Disponível em: <https://www.zanzotteraengines.com/engines/305hs-engine/>. Acesso em: 14 jul. 2022.