

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA  
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE  
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

JOÃO ANTONIO BRASSANINI FLORES

**METODOLOGIA DE PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES**

Joinville

2017

JOÃO ANTONIO BRASSANINI FLORES

## **METODOLOGIA DE PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES**

Trabalho Conclusão do Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial, do Centro Tecnológico de Joinville da Universidade Federal de Santa Catarina como requisito para a obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.  
Orientador: Prof. Dr. Antônio Otaviano Dourado

Joinville

2017

João Antonio Brassanini Flores

## **METODOLOGIA DE PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES**

Este Trabalho Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, e aprovado em sua forma final pelo Curso de Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Catarina.

Joinville, 01 de dezembro de 2017.

---

Prof.<sup>a</sup> Talita Sauter Possamai, Dr.<sup>a</sup>  
Coordenadora do Curso

### **Banca Examinadora:**

---

Prof. Antônio Otaviano Dourado, Dr.  
Orientador  
Universidade Federal de Santa Catarina

---

Prof. Cristiano Vasconcellos Ferreira, Dr.  
Universidade Federal de Santa Catarina

---

Prof. Rafael Gigena Cuenca, Dr.  
Universidade Federal de Santa Catarina

## **AGRADECIMENTOS**

À minha família, por tudo que sempre fizeram por mim, devo a eles toda a minha formação como pessoa.

Aos meus amigos, que sempre acreditaram em meu potencial.

Ao meu orientador, Professor Dr. Antônio O. Dourado, pelo apoio e por sempre me atender com disposição.

Aos professores, técnicos e servidores da UFSC/CTJ, pela disposição e dedicação destes profissionais durante o período de minha graduação.

## RESUMO

A concorrência do mercado exige que as empresas tornem seus projetos mais eficientes, para isso, pode-se aprimorar uma ou mais etapas do projeto. Em projeto de aeronaves não é diferente. Nesse trabalho desenvolve-se uma metodologia para a elaboração do projeto conceitual de aeronaves, que possa ser seguida passo a passo, e também apresenta ferramentas de análise que podem ser utilizadas nessa fase do projeto. A metodologia proposta apresenta uma sequência para o projeto dos principais componentes da aeronave e inclui a análise de estabilidade estática e dinâmica na etapa de projeto conceitual. A análise de estabilidade realizada na fase conceitual pode prever configurações geométricas melhores para satisfazer, simultaneamente, requisitos de desempenho e estabilidade. Além disso, a análise de estabilidade nessa etapa do projeto pode evitar erros de dimensionamento, que só seriam percebidos em etapas posteriores. Com isso pode-se evitar gastos futuros. Dessa maneira, tem-se um projeto mais eficiente. Esse trabalho deixa explícito a importância da análise de estabilidade na etapa conceitual. Ao final é apresentando um exemplo, utilizando-se a metodologia proposta, para demonstrar a influência da geometria na estabilidade da aeronave.

**Palavras-chave:** Projeto Conceitual. Aeronaves. Metodologia.

## **ABSTRACT**

Market competition requires companies to make their projects more efficient by improving one or more stages of the project. In aircraft design is no different. This work develops a methodology for the conceptual design of aircraft, which can be followed step by step, and also presents analysis tools that can be used in this phase of the project. The proposed methodology presents a sequence for the design of the main components of the aircraft and includes the analysis of static and dynamic stability in the conceptual design stage. Stability analysis performed in the conceptual phase may provide better geometric configurations to simultaneously satisfy performance and stability requirements. In addition, stability analysis at this stage of the project can avoid design errors that would only be perceived in later stages. This can avoid future expenses. In this way, we have a more efficient project. This work makes explicit the importance of stability analysis in the conceptual stage. At the end, it is presented an example, using the proposed methodology, to demonstrate the influence of the geometry on the stability of the aircraft.

**Keywords:** Conceptual Design. Aircraft. Methodology.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Missão típica de uma aeronave civil.....	17
Figura 2 – Missão de combate aéreo .....	18
Figura 3 - Fases do projeto para Roskam, Raymer e Torenbeek .....	20
Figura 4 - Fases do projeto de aeronave.....	21
Figura 5 - Roda de projeto.....	22
Figura 6 - Questionamentos projeto conceitual.....	22
Figura 7 - Objetivos Projeto Preliminar .....	23
Figura 8 - Objetivos Projeto Detalhado.....	24
Figura 9 - Processos do Projeto Conceitual para Raymer .....	25
Figura 10 - Projeto Conceitual para Roskam .....	26
Figura 11 - Processos do Projeto Conceitual para Barros .....	28
Figura 12 - Diagrama de restrições para aeronaves a hélice .....	39
Figura 13 - Diagrama de restrições para aeronaves a jato.....	40
Figura 14 - Diagrama de restrições para velocidade de estol.....	42
Figura 15 - Diagrama de restrições para velocidade máxima para aviões a jato .....	45
Figura 16 - Diagrama de restrições para velocidade máxima para aviões a hélice ...	46
Figura 17 - Distância de decolagem .....	47
Figura 18 - Estimativa de distância de decolagem .....	47
Figura 19 - Diagrama de restrições para decolagem de um avião a jato .....	48
Figura 20 - Diagrama de restrições para decolagem de um avião a hélice .....	49
Figura 21- Diagrama de restrições para taxa de subida de um avião a jato .....	51
Figura 22 - Diagrama de restrições para taxa de subida de um avião a hélice.....	52
Figura 23 - Diagrama de restrições para teto de um avião a jato .....	54
Figura 24 - Diagrama de restrições para teto de um avião a hélice.....	55
Figura 25 - Número de asas.....	56
Figura 26 - Configurações para posição vertical da asa: (a) Asa baixa; (b) Asa média; (c) Asa alta; (d) Asa parasol .....	57
Figura 27 - Aeronave Catalina PBY-5A .....	60
Figura 28 - Ângulo de incidência da asa .....	63

Figura 29 - Correspondência entre o ângulo de incidência da asa e o coeficiente de sustentação ideal.....	64
Figura 30 - Efeito da razão de aspecto no coeficiente de sustentação .....	65
Figura 31 - Influência do afilamento na distribuição de sustentação .....	67
Figura 32 - Distribuição de carga em meia asa: (a) não elíptica (carregamento total está distante da raiz); (b) elíptica (carregamento total está próximo da raiz).....	68
Figura 33 - Ângulo de Enflechamento: (a) enflechamento do bordo de ataque; (b) enflechamento a 50% da corda.....	69
Figura 34 - Efeito do enflechamento na sustentação.....	69
Figura 35 - Torção Geométrica .....	72
Figura 36 - Torção aerodinâmica .....	72
Figura 37 - Efeito da torção na distribuição de sustentação.....	73
Figura 38 - Diedro .....	74
Figura 39 - Anedro .....	74
Figura 40 - Efeito da deflexão de HLD na distribuição de pressão. ....	77
Figura 41 - Efeitos do uso da HLD no aerofólio.....	78
Figura 42 - Modelos de HLD .....	79
Figura 43 - Parâmetros da HLD .....	80
Figura 44 - Configurações de empenagens mais comuns: (a) Cauda horizontal traseira e uma cauda vertical; (b) Cauda horizontal traseira e duas caudas verticais; (c) Canard e uma cauda vertical.....	83
Figura 45 - Algumas configurações típicas de cauda horizontal traseira. (a) Convencional; (b) Cauda-T; (c) Cauda-V .....	84
Figura 46 - Forças na trimagem longitudinal .....	87
Figura 47 - Aeronave com 3 possíveis posições da cauda horizontal: (a) Fora da região de esteira e do downwash da asa; (b) Dentro da região de esteira, mas fora do downwash; (c) Fora da região de esteira, mas afetada pelo downwash .....	92
Figura 48 - Alguns parâmetros da cauda vertical.....	94
Figura 49 - Parâmetros da cabine de passageiro .....	100
Figura 50 - Configurações de trem de pouso: (a) principal único; (b) quadriciclo; (c) triciclo; (d) multi-bogey .....	102
Figura 51 - Ângulo de capotamento.....	103
Figura 52 - Distâncias relacionadas com o trem de pouso .....	103
Figura 53 - Sistema de coordenadas e movimentos de rotação.....	106

Figura 54 - Forças longitudinais atuando no centro de gravidade .....	107
Figura 55 - Curvas $CM_{\alpha}$ para aeronave estável e instável .....	107
Figura 56 - Aeronave em derrapagem com momento de guinada compensatório ...	108
Figura 57 - Curvas $CN_{\beta}$ para aeronave estável e instável .....	109
Figura 58 – Metodologia proposta para projeto conceitual de aeronaves .....	116
Figura 59 - Missão proposta para aeronave.....	121
Figura 60 - Diagrama de restrições .....	124
Figura 61 – Perfil NACA 2412 simulado no software XFLR5. (a) Coeficiente de sustentação; (b) Coeficiente de momento .....	125
Figura 62 - Configuração inicial da aeronave modelada no software VSP.....	128
Figura 63 - Configuração final da aeronave modelada no software VSP .....	128
Figura 64 - Configuração inicial modelada no software AVL.....	129
Figura 65 - Polos de estabilidade para a primeira configuração .....	130
Figura 66 - Configuração final modelada no software AVL.....	131
Figura 67 - Polos de estabilidade para a configuração final.....	132
Figura 68 - Aeronave renderizada .....	135
Figura 69 – Vistas da aeronave .....	136

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Fração de Peso vazio para algumas aeronaves.....	32
Tabela 2 - Constantes para equação de peso vazio. ....	33
Tabela 3 - Frações de combustível por segmentos de missão.....	34
Tabela 4 - Valores típicos de consumo específico para vários motores.....	36
Tabela 5 - Valores típicos de razão entre sustentação e arrasto. ....	36
Tabela 6 - Valores típicos de $CL_{max}$ e velocidade de estol.....	41
Tabela 7 - Valores típicos da razão de aspecto .....	43
Tabela 8 - Valores típicos de coeficiente de arrasto de zero sustentação.....	44
Tabela 9 - Valores típicos de razão de aspecto por categoria de aeronave .....	66
Tabela 10 - Ângulo de enflechamento para algumas aeronaves .....	71
Tabela 11 - Ângulo de diedro para algumas aeronaves.....	75
Tabela 12 - Valores comuns de diedro em função da configuração da asa.....	76
Tabela 13 - Coeficiente de sustentação máximo de decolagem e aterrissagem para algumas aeronaves.....	78
Tabela 14 - Incremento do coeficiente de sustentação para os modelos mais comuns de HLD.....	79
Tabela 15 - Valores típicos para $VHT$ .....	86
Tabela 16 - Valores típicos para $VVT$ .....	95
Tabela 17 - Funções da fuselagem .....	99
Tabela 18 - Recomendações de distâncias para a cabine de passageiros.....	100
Tabela 19 - Comparação entre as configurações de trem de pouso .....	102
Tabela 20 - Classes de aeronave para norma MIL-F-8785C.....	110
Tabela 21 - Categorias das fases de voo para norma MIL-F-8785C.....	110
Tabela 22 - Níveis de aceitação para norma MIL-F-8785C.....	111
Tabela 23 - Requisitos para o modo fugóide.....	111
Tabela 24 - Requisitos para o modo período curto .....	111
Tabela 25 - Requisitos para o modo rolagem.....	112
Tabela 26 - Requisitos para o modo espiral .....	112
Tabela 27 - Requisitos para o modo rolagem holandesa.....	113
Tabela 28 - Comparação dos parâmetros de jatos executivos leves .....	122
Tabela 29 - Peso da aeronave ao final de cada etapa da missão .....	123
Tabela 30 – Propriedades de massa do software OpenVSP.....	127

## **LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS**

ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil

FAR – Federal Aviations Regulations

HLD – Dispositivos de hiper-sustentação

ROP – Requisitos e Objetivos de Projetos

## LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolo	Descrição	Unidade	
		SI	Inglês
$AR$	Razão de Aspecto	-	-
$b$	Envergadura	m	ft
$B$	Distância entre o trem de pouso do nariz até o principal	m	ft
$C$	Consumo específico do motor	N/h/N	lb/h/lb
$\bar{C}$	Corda média	m	ft
$C_D$	Coefficiente de arrasto	-	-
$C_L$	Coefficiente de sustentação	-	-
$C_{l\beta}$	Efeito diedro	-	-
$C_{l\beta W}$	Efeito diedro da asa	-	-
$C_{m_{o-wf}}$	Coefficiente de momento de arfagem gerado pela asa e fuselagem	-	-
$C_{m_{af}}$	Coefficiente de momento de arfagem do aerofólio da asa	-	-
$C_r$	Corda na raiz	m	ft
$C_t$	Corda na ponta	m	ft
$D$	Arrasto	N	lb
$D_f$	Diâmetro máximo da fuselagem	m	ft
$d_{fus}$	Diâmetro da fuselagem	m	ft
$e$	Fator de eficiência de Oswald	-	-
$E$	<i>Endurance</i>	h	s
$F_m$	Carga estática no trem de pouso principal	N	lb
$F_n$	Carga estática no trem de pouso do nariz	N	lb
$g$	Gravidade	m/s <sup>2</sup>	ft/s <sup>2</sup>
$h_c$	Teto de serviço	m	ft
$i_w$	Ângulo de incidência	° ou rad	° ou rad
$l$	Distância entre centros aerodinâmicos da asa/fuselagem e cauda horizontal	m	ft
$L$	Sustentação	N	lb
$L/D$	Razão entre sustentação e arrasto	-	-

$l_{fus}$	Comprimento da fuselagem	m	ft
$l_{fus_{pass}}$	Comprimento da cabine de passageiros	m	ft
$l_V$	Distância entre centros aerodinâmicos da asa/fuselagem e cauda vertical	m	ft
$n_{pass}$	Número de passageiros	-	-
$q_{fus}$	Largura da cabine passageiros	m	ft
$R$	Alcance	m	ft
$ROC$	Taxa de subida	m/s	ft/s
$S$	Área	m <sup>2</sup>	ft <sup>2</sup>
$S_{eff}$	Área efetiva	m <sup>2</sup>	ft <sup>2</sup>
$S_{HT}$	Área da cauda horizontal	m <sup>2</sup>	ft <sup>2</sup>
$S_{TO}$	Distância de decolagem	m	ft
$T$	Tração	N	lb
$TOP$	Parâmetro de decolagem	-	-
$T_R$	Constante de tempo máxima de rolagem	-	-
$T/W$	Tração peso	-	-
$\bar{V}_{bagagem}$	Volume de bagagem	m <sup>3</sup>	ft <sup>3</sup>
$\bar{V}_{bg_{pass}}$	Volume de bagagem de cada passageiro	m <sup>3</sup>	ft <sup>3</sup>
$V_C$	Velocidade de cruzeiro	m/s	ft/s
$\bar{V}_{HT}$	Coefficiente de volume da cauda horizontal	-	-
$V_{max}$	Velocidade máxima	m/s	ft/s
$V_{stall}$	Velocidade de estol	m/s	ft/s
$\bar{V}_{VT}$	Coefficiente de volume da cauda vertical	-	-
$W$	Peso da aeronave	N	lb
$W_{crew}$	Peso da tripulação	N	lb
$W_e$	Peso vazio	N	lb
$W_{fuel}$	Peso do combustível	N	lb
$W_m$	Peso médio da aeronave	N	lb
$W/P$	Carga de potência	N/W	lb/hp
$W_{payload}$	Peso da carga paga	N	lb
$W/S$	Carga alar	N/m <sup>2</sup>	lb/ft <sup>2</sup>

$W_{TO}$	Peso máximo de decolagem	N	lb
$W_u$	Peso da carga útil	N	lb
$X_{cg_{for}}$	Posição do cg à frente	m	ft
$X_{cg_{aft}}$	Posição do cg atrás	m	ft

Símbolos Gregos	Descrição	Unidade	
		SI	Inglês
$\alpha$	Ângulo de ataque	° ou rad	° ou rad
$\alpha_t$	Ângulo de torção	° ou rad	° ou rad
$\lambda$	Razão de afilamento	-	-
$\sigma$	Relação entre densidades	-	-
$\rho$	Densidade	kg/m <sup>3</sup>	slug/ft <sup>3</sup>
$\rho_0$	Densidade a nível do mar	kg/m <sup>3</sup>	slug/ft <sup>3</sup>
$\eta_{HT}$	Eficiência da cauda horizontal	-	-
$\eta_p$	Eficiência de hélice	-	-
$\Lambda$	Ângulo de enflechamento	° ou rad	° ou rad
$\Gamma$	Ângulo de diedro	° ou rad	° ou rad

Sub índices	Descrição
Observação	$AR, b, C, S, \lambda, \Gamma, \Lambda$ sem sub índices, indicam propriedades da asa
$c$	Cruzeiro
$HT$	Cauda horizontal
$min$	Mínimo
$max$	Máximo
$VT$	Cauda vertical

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>15</b>
1.1	OBJETIVOS.....	16
1.1.1	<b>Objetivo Geral .....</b>	<b>16</b>
1.1.2	<b>Objetivos Específicos.....</b>	<b>16</b>
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....</b>	<b>17</b>
2.1	PERFIL DE MISSÃO .....	17
2.2	REQUISITOS DE PROJETO .....	18
2.3	FASES DE PROJETO.....	20
2.3.1	<b>Projeto conceitual .....</b>	<b>21</b>
2.3.2	<b>Projeto preliminar .....</b>	<b>23</b>
2.3.3	<b>Projeto detalhado .....</b>	<b>23</b>
2.4	PROJETO CONCEITUAL PARA OS PRINCIPAIS AUTORES .....	24
2.4.1	<b>Projeto conceitual para Raymer .....</b>	<b>24</b>
2.4.2	<b>Projeto conceitual para Roskam .....</b>	<b>26</b>
2.4.3	<b>Projeto conceitual para Barros .....</b>	<b>27</b>
<b>3</b>	<b>REVISÃO DE PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES.....</b>	<b>29</b>
3.1	REQUISITOS.....	29
3.2	ESTIMATIVA DE PESO .....	30
3.2.1	<b>Definições de Pesos .....</b>	<b>30</b>
3.2.2	<b>Relações Fundamentais.....</b>	<b>30</b>
3.2.3	<b>Carga Paga .....</b>	<b>31</b>
3.2.4	<b>Peso da Tripulação .....</b>	<b>32</b>
3.2.5	<b>Fração de Peso Vazio .....</b>	<b>32</b>
3.2.6	<b>Fração de Peso de Combustível.....</b>	<b>33</b>

3.2.6.1	Fração de Peso de Combustível em Cruzeiro e Loiter para Jatos .....	35
3.3	DIMENSIONAMENTO DA ASA E MOTOR.....	37
<b>3.3.1</b>	<b>Carga alar para velocidade de estol.....</b>	<b>41</b>
<b>3.3.2</b>	<b>Carga alar para velocidade máxima.....</b>	<b>42</b>
<b>3.3.3</b>	<b>Carga alar para distância de decolagem .....</b>	<b>46</b>
<b>3.3.4</b>	<b>Carga alar para taxa de subida.....</b>	<b>50</b>
<b>3.3.5</b>	<b>Carga alar para teto .....</b>	<b>52</b>
3.4	PROJETO DA ASA .....	55
<b>3.4.1</b>	<b>Número de asas .....</b>	<b>56</b>
<b>3.4.2</b>	<b>Posição vertical da asa na fuselagem .....</b>	<b>56</b>
3.4.2.1	Asa Alta.....	57
3.4.2.2	Asa Média.....	58
3.4.2.3	Asa Baixa .....	59
3.4.2.4	Asa Parasol .....	59
<b>3.4.3</b>	<b>Perfil do aerofólio .....</b>	<b>60</b>
<b>3.4.4</b>	<b>Incidência da Asa.....</b>	<b>63</b>
<b>3.4.5</b>	<b>Razão de Aspecto.....</b>	<b>64</b>
<b>3.4.6</b>	<b>Razão de Afilamento .....</b>	<b>66</b>
<b>3.4.7</b>	<b>Ângulo de Enflechamento.....</b>	<b>68</b>
<b>3.4.8</b>	<b>Ângulo de Torção .....</b>	<b>71</b>
<b>3.4.9</b>	<b>Ângulo de Diedro.....</b>	<b>74</b>
<b>3.4.10</b>	<b>Superfícies de hiper-sustentação .....</b>	<b>76</b>
3.4.10.1	Funções das Superfícies de hiper-sustentação.....	76
3.4.10.2	Classificação das Superfícies de hiper-sustentação.....	78
3.4.10.3	Projeto das superfícies de hiper-sustentação .....	79
3.4.10.3.1	<i>Localização da HLD.....</i>	80
3.4.10.3.2	<i>Escolha do modelo da HLD .....</i>	80

3.4.10.3.3	<i>Envergadura da HLD</i> .....	81
3.4.10.3.4	<i>Corda da HLD</i> .....	81
3.4.10.3.5	<i>Deflexão Máxima da HLD</i> .....	82
3.5	Configuração da Empenagem .....	82
<b>3.5.1</b>	<b>Configuração da Empenagem Horizontal Traseira</b> .....	<b>83</b>
3.5.1.1	Cauda Convencional .....	84
3.5.1.2	Cauda-T .....	84
3.5.1.3	Cauda-V .....	85
<b>3.5.2</b>	<b>Área da Geometria da Cauda Horizontal</b> .....	<b>85</b>
3.5.2.1	Coeficiente de volume de cauda horizontal .....	85
3.5.2.2	Braço da cauda horizontal ideal .....	86
3.5.2.3	Seleção do aerofólio da cauda horizontal .....	87
3.5.2.4	Incidência da cauda horizontal .....	89
3.5.2.5	Razão de afilamento .....	91
3.5.2.6	Ângulo de enflechamento da cauda horizontal .....	91
3.5.2.7	Ângulo de diedro da cauda horizontal .....	92
3.5.2.8	Posição vertical da cauda horizontal .....	92
3.5.2.9	Outros parâmetros da cauda horizontal .....	93
3.5.2.10	Checagem final da cauda horizontal .....	93
<b>3.5.3</b>	<b>Cauda vertical</b> .....	<b>94</b>
3.5.3.1	Área da geometria da cauda vertical .....	95
3.5.3.2	Seleção do aerofólio da cauda vertical .....	96
3.5.3.3	Incidência da cauda vertical .....	96
3.5.3.4	Razão de afilamento da cauda vertical .....	96
3.5.3.5	Diedro da cauda vertical .....	97
3.5.3.6	Enflechamento da cauda vertical .....	97

3.5.3.7	Razão de aspecto da cauda vertical .....	97
3.5.3.8	Outros parâmetros da cauda vertical .....	98
3.6	Fuselagem.....	98
3.7	Trem de pouso .....	101
<b>3.7.1</b>	<b>Carga no trem de pouso.....</b>	<b>103</b>
3.8	Revisão de Estabilidade.....	105
<b>4</b>	<b>METODOLOGIA PROPOSTA.....</b>	<b>114</b>
4.1	EXPLICANDO A METODOLOGIA .....	117
<b>5</b>	<b>EXEMPLO DE PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE .....</b>	<b>121</b>
5.1	DESCRIÇÃO DA MISSÃO E REQUISITOS DE PROJETO .....	121
5.2	MÉTODOS COMPARATIVOS .....	122
5.3	ESTIMATIVA DE PESO .....	123
5.4	TRAÇÃO/PESO E CARGA ALAR .....	123
5.5	GEOMETRIA DE ASA .....	124
5.6	EMPENAGEM.....	126
5.7	FUSELAGEM .....	126
5.8	ANÁLISE DE ESTABILIDADE.....	127
5.9	COMENTÁRIOS GERAIS SOBRE O PROJETO.....	134
<b>6</b>	<b>CONCLUSÃO E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....</b>	<b>137</b>
6.1	CONCLUSÃO.....	137
6.2	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS .....	137
<b>APENDICE A - CÓDIGO DESENVOLVIDO EM MATLAB PARA O PROJETO</b>		
<b>CONCEITUAL .....</b>		<b>138</b>
<b>REFERÊNCIAS .....</b>		<b>145</b>

## 1 INTRODUÇÃO

O desejo do homem de voar remonta a tempos longínquos. Talvez desde o instante em que observou o voo dos pássaros ou outros animais com essa mesma capacidade. Ao longo da história houve várias tentativas para alcançar tal feito. Em 1903 os irmãos Wright (Orville Wright e Wilbur Wright), realizaram o primeiro voo motorizado, controlado e contínuo em um veículo mais pesado que o ar, batizado de Flyer. O voo durou 12 segundos e cobriu 37 metros (Telegrama de Orville Wright). No ano de 1906 o brasileiro Alberto Santos Dumont realizou um voo público na cidade de Paris, pilotando seu avião 14-Bis. O avião do brasileiro não necessitava de trilhos ou catapultas para voar, ao contrário do Flyer dos irmãos Wright.

Desde então o projeto de aeronaves melhorou muito. Hoje existem aeronaves que ultrapassam a barreira do som e outras com autonomia de voo maior que 15h. Diariamente engenheiros e projetistas trabalham para aprimorar características tais como: alcance, capacidade de carga, velocidade, manobrabilidade, segurança, custos, eficiência estrutural, entre outras.

Os trabalhos (ROSKAM, 1985; RAYMER, 1992; NICOLAI, et al., 2010) definem que, de maneira geral, o projeto de aeronave pode ser dividido em três principais etapas, são elas: projeto conceitual, projeto preliminar e projeto detalhado. O nível de especificações e detalhamento aumenta na medida em que essas etapas são concluídas. Por esse motivo, o custo para realizar modificações no projeto, cresce à medida em que o as etapas avançam.

A criação de uma aeronave nova e moderna necessita de um sólido conhecimento básico e, ao mesmo tempo, de uma sequência lógica e metódica para o bom andamento das atividades de seu desenvolvimento (BARROS, 2001).

Busca-se sempre tornar o projeto mais eficiente, para isso, pode-se aprimorar uma ou mais etapas do projeto. Nesse trabalho desenvolve-se uma metodologia para a elaboração do projeto conceitual de aeronave. Baseando-se principalmente nas obras conhecidas de projetos de aeronaves conhecidas (ROSKAM, 1985; RAYMER, 1992; BARROS, 2001). A metodologia proposta apresenta uma sequência para o projeto dos principais componentes da aeronave e inclui a análise de estabilidade estática e dinâmica na etapa de projeto conceitual. A análise de estabilidade realizada na etapa conceitual pode prever configurações geométricas melhores para satisfazer, simultaneamente, requisitos de desempenho e estabilidade. Além disso, a análise de

estabilidade nessa etapa do projeto pode evitar erros de dimensionamento, que só seriam percebidos em etapas posteriores. Com isso pode-se evitar gastos futuros.

## 1.1 OBJETIVOS

### 1.1.1 Objetivo Geral

Propor o uso de uma metodologia própria e ordem lógica de etapas para o projeto conceitual de aeronaves.

### 1.1.2 Objetivos Específicos

- Comparar brevemente as metodologias de projeto conceitual para os principais autores do assunto;
- Realizar extensa revisão de projeto conceitual de aeronaves;
- Apresentar algumas ferramentas de análise para o projeto conceitual;
- Com a metodologia apresentada, realizar o projeto conceitual de uma aeronave subsônica.

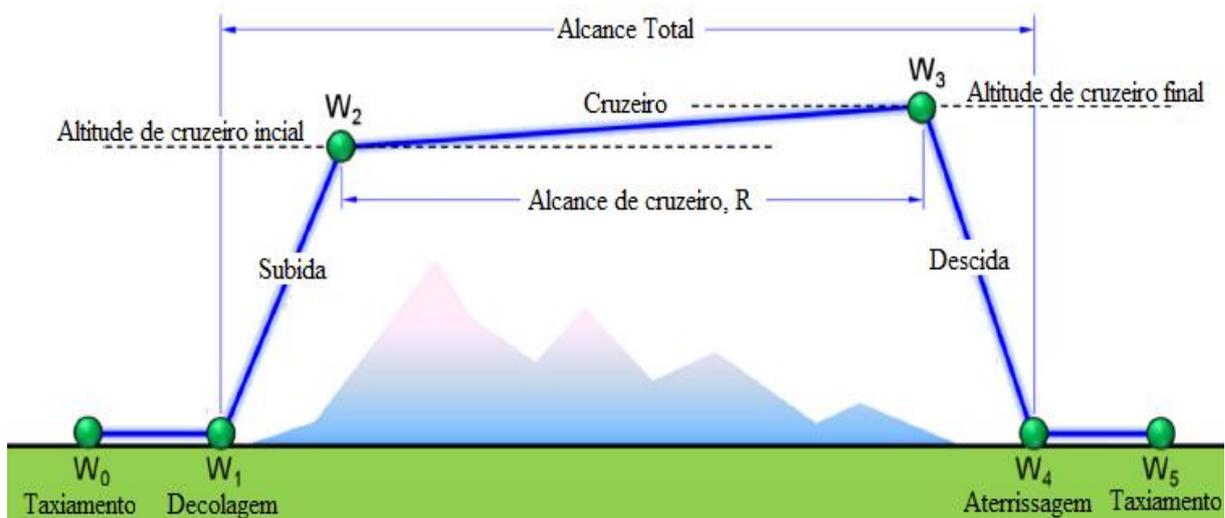
## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Nesse capítulo, são apresentados os conceitos fundamentais que delineiam o presente trabalho: perfil de missão, requisitos e etapas do projeto de aeronaves.

### 2.1 PERFIL DE MISSÃO

Perfil de missão representa o que a aeronave deve ser capaz de cumprir em termos de cruzeiro e alcance. A Figura 1 representa uma típica missão de aeronave civil, dividida em segmentos: taxiamento, decolagem, subida, voo de cruzeiro, descida, aterrissagem e taxiamento até parar.

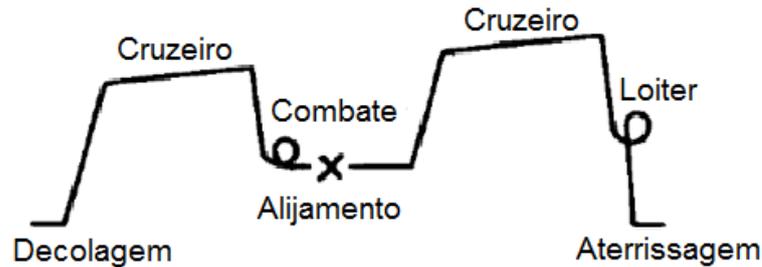
Figura 1 – Missão típica de uma aeronave civil



Fonte: (GUDMUNDSSON, 2014)

Uma missão mais complexa, para o caso de um avião de combate é vista na Figura 2. Ela segue as etapas: decolagem, voo de cruzeiro, combate aéreo e alijamento de carga, voo de cruzeiro, *loiter* (quando a aeronave está impedida de pousar e necessita ficar sobrevoando o espaço aéreo do aeroporto até que a permissão seja concedida) e aterrissagem.

Figura 2 – Missão de combate aéreo



Fonte: (RAYMER, 1992)

Esses são exemplos de algumas missões típicas. A aeronave é, então, projetada para atender a todas as missões que foram designadas, além disso, também deve cumprir com os requisitos de projetos.

## 2.2 REQUISITOS DE PROJETO

Um dos primeiros procedimentos ao se iniciar o projeto de uma nova aeronave é o estabelecimento de requisitos e objetivos de projetos (ROP). Estes são usados para documentar formalmente as metas de projeto, assegurar que o projeto final satisfaça as exigências, e ajudar em desenvolvimento do futuro produto. O específico ROP está fundamentado em exigências de cliente, certificação, e política da companhia. Eles evoluíram de simples memorandos a documentos complexos de engenharia (ABDALLA, 2009).

As exigências de projetos de aeronaves civis, no Brasil, são regulamentadas pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC). Estes regulamentos são divididos em partes as quais se aplicam às aeronaves comerciais, aviação geral, planadores, e aeronaves ultraleves. O regulamento aplicável para uma aeronave objeto de projeto dependerá da categoria à qual esta se enquadra. Portanto, o objetivo do projeto depende da aplicabilidade da aeronave.

No desenvolvimento de qualquer projeto sempre existem parâmetros antagônicos, entre os quais a priorização de um conduz ao detrimento de outro. No caso de aviões, por exemplo, projetar uma estrutura mais resistente, tende a aumentar o peso, que por sua vez diminui o desempenho. Com base nisso deve-se fazer uma lista de prioridades para a aeronave. Por exemplo, em um avião de combate deve-se priorizar o desempenho e a capacidade de armamento no lugar de conforto e economia de combustível. Com essa lista a equipe pode adequar o projeto às prioridades estabelecidas, da melhor maneira possível.

O escalonamento da lista de das prioridades influencia fortemente todos os aspectos do projeto: as configurações externas e internas da aeronave, suas dimensões, sua potência, seu

nível de elaboração construtiva, os materiais a serem empregados, as soluções construtivas a serem adotadas, a quantidade de máquinas operatrizes e ferramentas a serem utilizadas na fabricação, o tempo de fabricação do protótipo (e de cada unidade seriada, se for o caso), o seu custo, entre outros (ABDALLA, 2009).

De acordo com (HOWE, 2000) é possível identificar os requisitos que possuem influência específica na fase de projeto conceitual. Esses podem ser divididos em 3 categorias:

- Requisitos de desempenho: existem especificações para o desempenho geral que são: alcance com diferentes configurações de carga útil e reservas de combustível; velocidade de cruzeiro; limitações do comprimento da pista de aeroportos para decolagem e aterrissagem; tempo para atingir determinada altura; teto de serviço. Além desses podem existir requisitos tais como capacidade residual de subida após uma falha do motor e desempenho em arremetida, quando uma tentativa de pouso é malsucedida. Claramente, estes têm um impacto importante em parâmetros como a configuração da potência dos motores e a forma em planta geometria da asa;
- Requisitos de voo: os critérios para as características de voo incluem estabilidade estática e dinâmica, características de controle e eficácia e capacidade de manobra em fases críticas de voo. Tais requisitos afetam o tamanho e geometria das superfícies de controles de voo e outros parâmetros;
- Requisitos da estrutura: os requisitos gerais da parte estrutural podem ser classificados em duas vertentes, nomeadamente rigidez e resistência. As estipulações de rigidez destinam-se a garantir que a estrutura não irá distorcer-se, estática ou dinamicamente, de forma a prejudicar o desempenho ou a segurança da aeronave. Essas, também chamadas considerações aeroelásticas implicam na necessidade de uma rigidez adequada da estrutura em certos modos de distorção, como por exemplo a torção nas asas. Os modos críticos são influenciados por parâmetros como enflechamento, envergadura e espessura da superfície de sustentação. Os requisitos de resistência e rigidez podem ser resumidos fazendo-se referência ao envelope de voo, ou diagrama “n-V”. Esse diagrama representa os limites das combinações entre fator de carga (n) e velocidade (V) usadas para os cálculos estruturais.

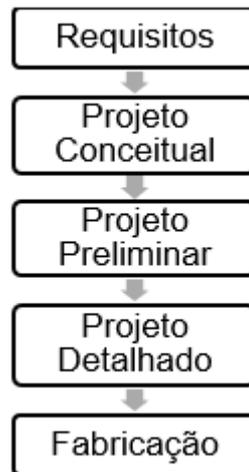
## 2.3 FASES DE PROJETO

As etapas que antecedem a fabricação e os ensaios de voo podem ser divididas em 3 fases:

- Projeto conceitual;
- Projeto preliminar;
- Projeto detalhado;

Os trabalhos (ROSKAM, 1985; RAYMER, 1992; TORENBEEK, 2013) adotaram o mesmo padrão para determinar os processos do projeto. Esses processos são mostrados na Figura 3.

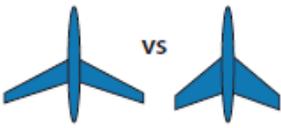
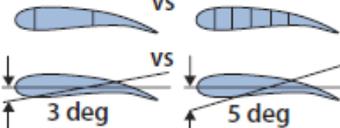
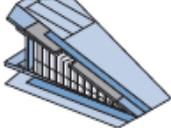
Figura 3 - Fases do projeto para Roskam, Raymer e Torenbeek



Fonte: (ROSKAM, 1985; RAYMER, 1992; TORENBEEK, 2013)

A Figura 4 ilustra a diferença entre essas etapas e deixa claro que na medida em que o projeto vai avançando, o nível de detalhes e a confiança que o projeto irá funcionar vão aumentando gradativamente.

Figura 4 - Fases do projeto de aeronave

	Phase 1 Conceptual Design	Phase 2 Preliminary Design	Phase 3 Detail Design				
							
Known	Basic Mission Requirements Range, Altitude, & Speed Basic Material Properties $\sigma/\rho$ $E/\rho$ $s/lb$	Aeroelastic Requirements Fatigue Requirements Flutter Requirements Overall Strength Requirements	Local Strength Requirements Producibility Functional Requirements				
Results	<table border="1"> <tr> <th>Geometry</th> <th>Design Objectives</th> </tr> <tr> <td>Airfoil Type R t/c <math>\lambda</math> <math>\Delta</math></td> <td>Drag Level Weight Goals Cost Goals</td> </tr> </table>	Geometry	Design Objectives	Airfoil Type R t/c $\lambda$ $\Delta$	Drag Level Weight Goals Cost Goals	Basic Internal Arrangement Complete External Configuration <i>Camber &amp; Twist Distribution</i> <i>Local Flow Problems Solved</i> Major Loads, Stresses, Deflections	Detail Design <i>Mechanisms</i> <i>Joint Fittings and Attachments</i> Design Refinements as Result of Testing
Geometry	Design Objectives						
Airfoil Type R t/c $\lambda$ $\Delta$	Drag Level Weight Goals Cost Goals						
Output	Feasible Design	Mature Design	Shop Designs				
TRL	2 – 3	4 – 5	6 – 7				

Fonte: (NICOLAI, et al., 2010)

### 2.3.1 Projeto conceitual

A fase de projeto conceitual determina a viabilidade do cumprimento das exigências com um *design* de aeronave crível. O tamanho geral e configuração da aeronave, o perfil interior, e a maior parte dos principais subsistemas são determinados durante essa fase. (NICOLAI, et al., 2010). Ao final dessa etapa determina-se a factibilidade do projeto.

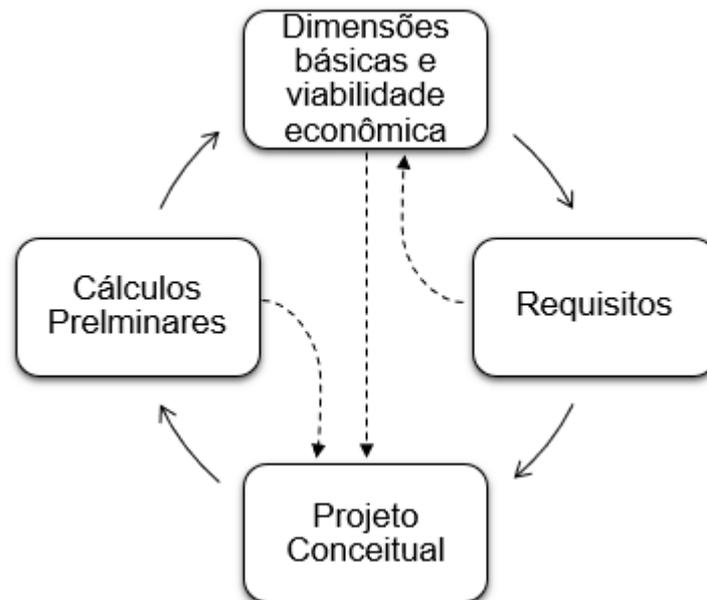
De acordo com (KOVÁCS, 1986) é uma das mais importantes, mas menos bem entendida fase do processo de projeto aeronáutico. Envolve a justa decisão de quais parâmetros serão usados para definir a configuração final. São desenvolvidos e estudados, comparados e avaliados pelo grupo de projeto vários conceitos até que o conceito final é congelado e estudado em detalhes.

Os detalhes tais como peso, motorização e as principais dimensões das aeronaves, são apresentados de formas simplificadas nessa etapa do projeto. Nela, o objetivo principal é selecionar um conceito funcional e otimizá-lo tanto quanto possível.

Na Figura 5 é apresentada a roda de projeto, definida por (RAYMER, 1992), mostrando que o início do projeto é marcado por uma série de iterações entre requisitos,

dimensionamento básico, cálculos preliminares para que se obtenha um projeto conceitual aceitável.

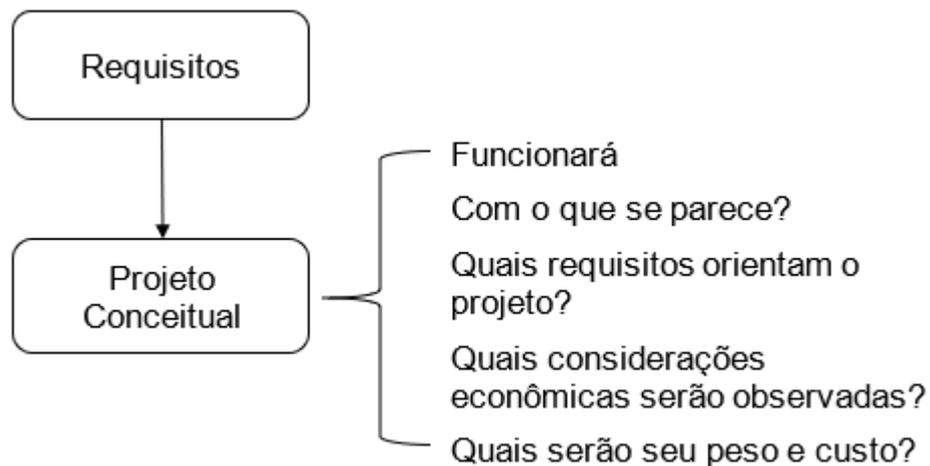
Figura 5 - Roda de projeto



Fonte: (RAYMER, 1992)

(RAYMER, 1992) ainda sugere alguns questionamentos que norteiam e devem ser respondidos durante o projeto conceitual, isso é mostrado na Figura 6.

Figura 6 - Questionamentos projeto conceitual

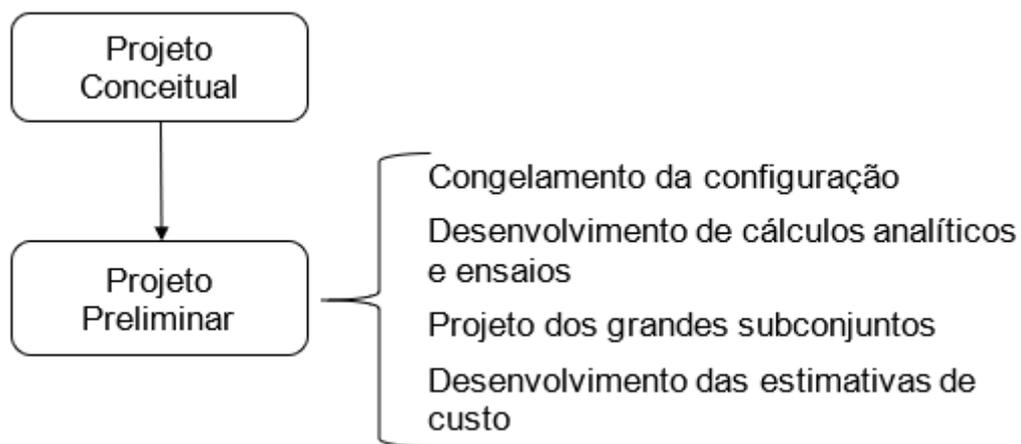


Fonte: (RAYMER, 1992)

### 2.3.2 Projeto preliminar

O projeto já está mais maduro quando comparado com a etapa anterior. Essa fase inicia no momento em que grandes mudanças cessaram. Grandes questões como o a decisão de usar um *canard* ou o posicionamento das asas, já foram respondidas. Nessa etapa os especialistas começam a trabalhar em suas áreas específicas, ou seja, estrutura, trem de pouso, sistemas de controle, entre outras. Os testes são iniciados nas áreas como: aerodinâmica, propulsão, estruturas, controle e estabilidade. Ao final dessa fase ocorre uma proposta de produção em larga escala. O projeto preliminar deve garantir que a aeronave pode ser construída a tempo e dentro do custo estimado, caso contrário o prejuízo pode exceder o próprio valor da empresa, ocasionando sua falência (RAYMER, 1992). Percebe-se os objetivos gerais dessa etapa na Figura 7.

Figura 7 - Objetivos Projeto Preliminar

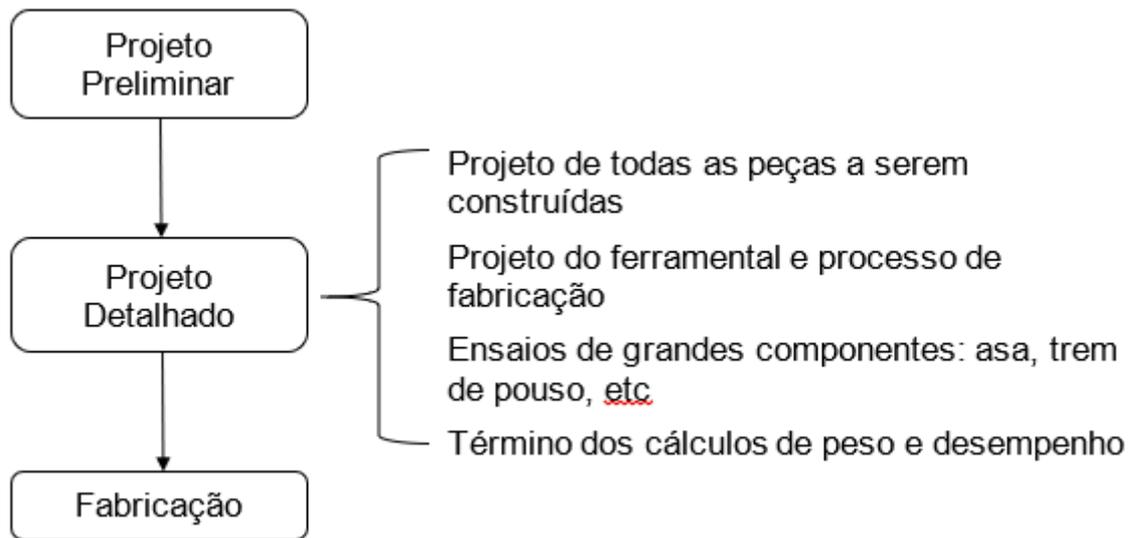


Fonte: (RAYMER, 1992)

### 2.3.3 Projeto detalhado

Na última fase a decisão de construir a aeronave já foi tomada e a estrutura já está completa. Conclui-se o projeto determinando os mecanismos, articulações, junções entre cada parte da aeronave. Nessa fase, as geometrias de todos os componentes são especificadas, bem como seus processos de manufatura. Ocorre também a instrução para o departamento de produção de como montar a aeronave (NICOLAI, et al., 2010). Percebe-se os objetivos gerais dessa etapa na Figura 8.

Figura 8 - Objetivos Projeto Detalhado



Fonte: (RAYMER, 1992)

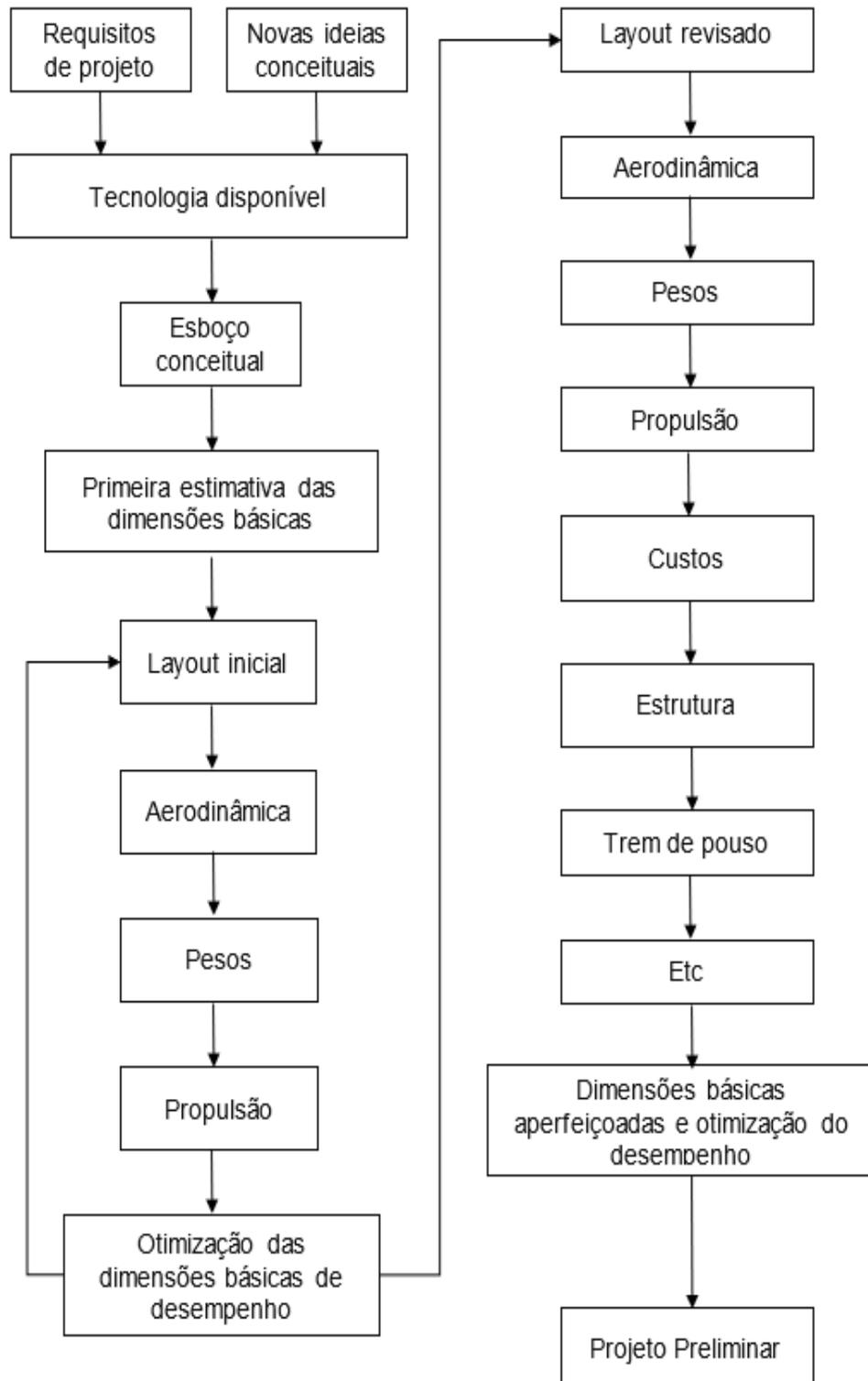
## 2.4 PROJETO CONCEITUAL PARA OS PRINCIPAIS AUTORES

Nesse capítulo são apresentadas as análises e parâmetros obtidos dentro do projeto conceitual, de acordo com a filosofia de cada autor.

### 2.4.1 Projeto conceitual para Raymer

O trabalho (RAYMER, 1992) descreve que a fase de projeto conceitual tem início com um grupo de requisitos (alcance, carga útil, velocidade de cruzeiro, velocidade de estol, entre outros) os processos seguintes são mostrados na Figura 9.

Figura 9 - Processos do Projeto Conceitual para Raymer

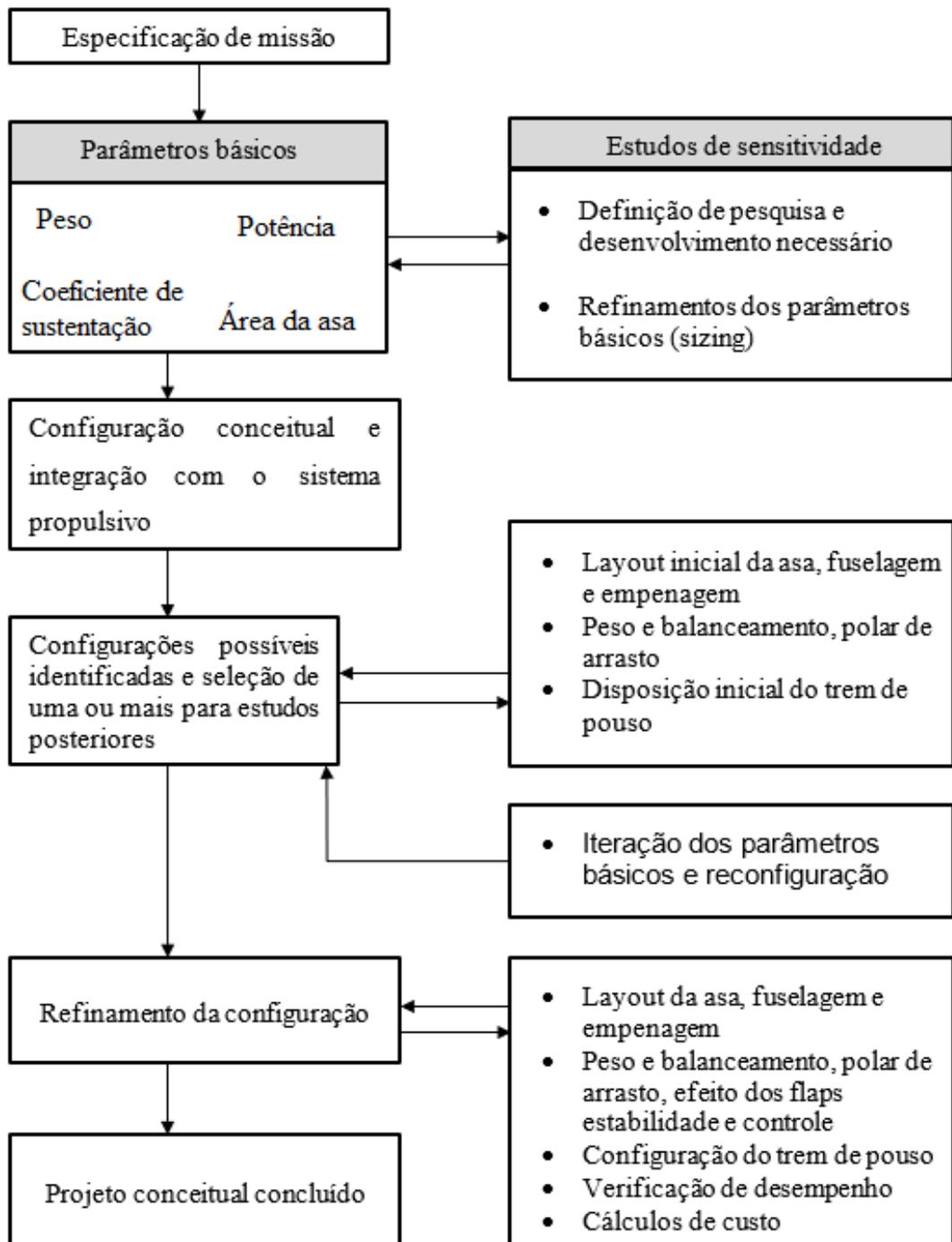


Fonte: (RAYMER, 1992)

### 2.4.2 Projeto conceitual para Roskam

Através da Figura 10 vê-se que o trabalho (ROSKAM, 1985) assemelha-se grande parte ao (RAYMER, 1992), exceto pelo fato que para o primeiro autor, os efeitos dos flaps e a estabilidade já deve ser incluída no projeto conceitual.

Figura 10 - Projeto Conceitual para Roskam



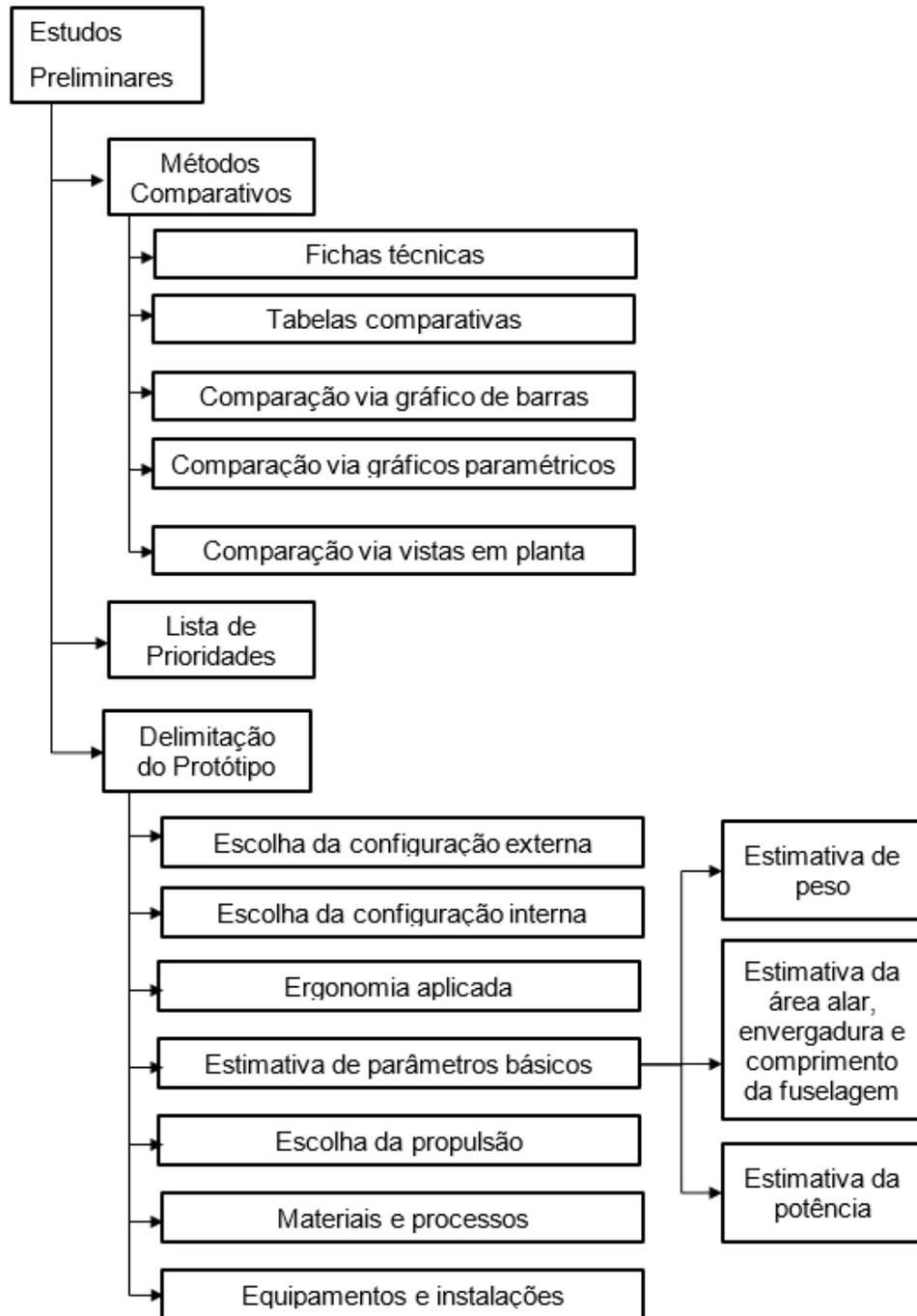
Fonte: (ROSKAM, 1985), adaptado

### **2.4.3 Projeto conceitual para Barros**

O projeto conceitual para (BARROS, 2001) é chamado de estudo preliminar, constituído de 3 subdivisões (métodos comparativos, lista de prioridades e delimitação do protótipo), conforme Figura 11. O autor indica que com os requisitos e missões já definidas, seja utilizado um método comparativo (gráficos, tabelas) onde os principais dados (peso, potencia, envergadura, entre outros) de diferentes aeronaves com missões semelhantes, são dispostos e então comparados, para uma estimativa inicial de parâmetros básicos.

Na subdivisão de delimitação do protótipo os processos são semelhantes ao trabalho de (RAYMER, 1992), no entanto com a introdução de materiais, processos, equipamentos e instalações. Ou seja, ainda no projeto conceitual (estudos preliminares) já existe a preocupação com a escolha e meios de fabricação dos materiais, assim como se as instalações do local são suficientes para a produção da aeronave.

Figura 11 - Processos do Projeto Conceitual para Barros



Fonte: (BARROS, 2001)

### 3 REVISÃO DE PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES

Uma das dificuldades no início de um novo projeto de aeronave é a falta de dados para se embasar, como por exemplo, estimar o peso inicial sem nenhum conhecimento da geometria, estrutura interna e materiais a serem utilizados na aeronave. Então, esse e outros parâmetros são estimados e posteriormente refinados à medida em que o projeto avança. No entanto, é necessária uma boa estimativa inicial, e para isso o projetista pode e deve basear-se em projetos anteriores que obtiveram sucesso, de aeronaves semelhantes. Para que isso seja possível, é preciso que os requisitos do projeto e a missão que a aeronave deverá cumprir estejam bem especificados.

Nessa seção são apresentados alguns métodos para obter os parâmetros do projeto conceitual. Esse capítulo é desenvolvido com base nas obras clássicas citadas anteriormente, no entanto, a referência majoritária foi o trabalho (SADRAEY, 2013). Nada desse capítulo é concebido pelo autor.

#### 3.1 REQUISITOS

Podem ser definidos requisitos dos mais variados tipos. No entanto, os requisitos gerais mais comuns que impactam no projeto conceitual podem ser classificados em 3 modelos:

- Requisitos de missão: É o principal objetivo da aeronave. Nessa etapa podem ser definidos, por exemplo: número de passageiros e tripulantes, capacidade de carga, velocidade e altitude de cruzeiro, alcance, tempo de *loiter* entre outros;
- Requisitos de desempenho: Alguns desses requisitos já foram definidos na missão, no entanto, requisitos de desempenho típicos são: distância de decolagem, alcance, velocidade de estol, teto de serviço, taxa de subida mínima, entre outros;
- Requisitos de estabilidade: O quão sensível o avião é quando submetido a comandos do piloto. Existem normas que regulamentam as qualidades de voo;

## 3.2 ESTIMATIVA DE PESO

Um dos passos mais importantes no processo de projeto de aeronave é a estimativa do peso do veículo. Um dos desafios é que o excesso sub ou superestimado do peso vazio de um avião pode trazer consequências terríveis para o programa de desenvolvimento (GUDMUNDSSON, 2014).

### 3.2.1 Definições de Pesos

Adota-se o padrão da indústria aeronáutica para a definição dos pesos:

- **Peso Vazio ( $W_e$ ):** Peso da aeronave sem a carga útil. Inclui óleo, combustível não utilizado e fluidos hidráulicos;
- **Peso Máximo de Decolagem ( $W_{TO}$ ):** O peso máximo de decolagem para missão cujo avião foi projetado;
- **Carga Útil ( $W_u$ ):** É definida como a diferença entre peso bruto e peso vazio. É o peso de tudo o que a aeronave irá carregar além de seu próprio peso. Geralmente composto por ocupantes, bagagens, combustível entre outros;
- **Carga Paga ( $W_{payload}$ ):** É definida como a parte da carga útil que trará lucro para o operador. Geralmente passageiros e fretes;
- **Peso Tripulação ( $W_{crew}$ ):** Peso dos ocupantes necessários para operar a aeronave;
- **Peso Combustível ( $W_{fuel}$ ):** Peso do combustível necessário para completar a missão.

### 3.2.2 Relações Fundamentais

É possível escrever matematicamente as definições apresentadas.

Peso máximo de decolagem:

$$W_{TO} = W_e + W_u \quad Eq\ 3.1$$

Carga útil:

$$W_u = W_{fuel} + W_{payload} + W_{crew} \quad Eq\ 3.2$$

Peso máximo de decolagem:

$$W_{TO} = W_e + W_{fuel} + W_{payload} + W_{crew} \quad Eq 3.3$$

Para simplificar os cálculos o peso de combustível e peso vazio são expressados como frações do peso máximo de decolagem, ou seja:

$$W_{TO} = \left(\frac{W_e}{W_{TO}}\right)W_{TO} + \left(\frac{W_{fuel}}{W_{TO}}\right)W_{TO} + W_{payload} + W_{crew} \quad Eq 3.4$$

Manipulando a equação:

$$W_{TO} \left[1 - \left(\frac{W_e}{W_{TO}}\right) - \left(\frac{W_{fuel}}{W_{TO}}\right)\right] = W_{payload} + W_{crew} \quad Eq 3.5$$

$$W_{TO} = \frac{W_{payload} + W_{crew}}{1 - \left(\frac{W_e}{W_{TO}}\right) - \left(\frac{W_{fuel}}{W_{TO}}\right)} \quad Eq 3.6$$

A Equação 3.6 fornece o a primeira estimativa do peso máximo de decolagem. O peso da tripulação e carga paga são definidos durante os requisitos do projeto. Já o peso vazio e o peso de combustível são expressados através de frações do peso máximo para que seja possível estimá-los de maneira mais adequada, através de dados de outras aeronaves para cada categoria.

### 3.2.3 Carga Paga

A carga paga inclui bagagem, passageiros, equipamentos militares entre outros. No caso de uma aeronave de transporte, o peso dos passageiros deve ser estimado. A norma FAR (Federal Aviation Regulations) na parte 25 sugere que o peso padrão para um passageiro é de aproximadamente 82kg.

Nos requisitos de projeto já está estipulado quantos passageiros a aeronave deverá transportar, com isso adota-se um padrão para o peso de cada passageiro e para o peso da bagagem. Logo é possível determinar a carga paga. É viável sempre optar por escolhas conservadoras, uma vez que essa é apenas a primeira iteração do projeto.

### 3.2.4 Peso da Tripulação

Da mesma maneira que a anterior, é necessário determinar o peso padrão para cada membro da tripulação. A FAR parte 25, seção 125.9 diz que cada membro da tripulação pesa aproximadamente 91kg. E na seção 125.269 regulamenta que:

- Aeronaves com mais de 19 e menos de 51 passageiros:  
1 atendente de voo.
- Aeronaves com mais de 50 e menos que 101 passageiros:  
2 atendentes de voo.
- Aeronaves com mais de 100 passageiros: 2 atendentes de voo mais 1 atendente para cada 50 passageiros a mais.

### 3.2.5 Fração de Peso Vazio

Até agora não se tem nenhum parâmetro geométrico ou de dimensão de aeronave, portanto estimar o peso analiticamente não é possível. A maneira mais viável é basear-se em dados de aeronaves da mesma classe que já foram construídas. A Tabela 1 mostra a fração de peso vazio  $\left(\frac{W_e}{W_{TO}}\right)$  para algumas aeronaves.

Tabela 1 - Fração de Peso vazio para algumas aeronaves

Aeronave	Categoria	Motor	$m_e(kg)$	$m_{TO}(kg)$	$\frac{W_e}{W_{TO}}$
Bonanza A36	Aviação Geral	Pistão	1047	1656	0.63
Saab2000	Transporte Regional	Turbo-hélice	13800	22800	0.61
Atr-42	Transporte Regional	Turbo-hélice	10285	16700	0.62
Airbus A340	Transporte a Jato	Turbofan	123085	257000	0.48
Airbus A380	Transporte a Jato	Turbofan	270015	590000	0.48

Fonte: (SADRAEY, 2013)

Para encontrar a fração de peso vazio, (SADRAEY, 2013) desenvolve uma equação empírica, baseado nos dados históricos:

$$\frac{W_e}{W_{TO}} = a \cdot W_{TO} + b \quad \text{Eq 3.7}$$

Onde “a” e “b” são constantes para cada categoria de aeronave. Esses valores são mostrados na Tabela 2.

Tabela 2 - Constantes para equação de peso vazio.

Categoria	a	b
Aviação Geral/1 Motor	$1.54 \cdot 10^{-5}$	0.57
Aviação Geral/2 Motores	$2.73 \cdot 10^{-4}$	-9.08
Turbo-Hélice/2 Motores	$-8.20 \cdot 10^{-7}$	0.65
Transporte a Jato	$-7.75 \cdot 10^{-8}$	0.57
Jato Executivo	$1.13 \cdot 10^{-6}$	0.48

Fonte: (SADRAEY, 2013); adaptado pelo autor.

É importante ressaltar que a Equação 3.7 é um ajuste de curva baseada no sistema britânico de unidades. Portanto ao utilizar essa equação deve-se ter em mente que a unidade utilizada é lb. Além disso, foi assumido que a aeronave é construída majoritariamente em alumínio.

### 3.2.6 Fração de Peso de Combustível

O peso do combustível depende da missão da aeronave, características aerodinâmicas, consumo específico de combustível (C). A missão já deve estar definida nos requisitos de projeto.

Para a determinar o peso de combustível necessário, analisa-se as frações de combustível por segmento da missão. Como mostra a Figura 1, os números indicam os respectivos segmentos. Assim,  $W_0$  é o peso da aeronave no final do taxiamento,  $W_1$  é o peso ao final da decolagem e início da subida e assim por diante até  $W_5$  que representa o peso da aeronave ao parar. Determinado a fração de combustível por segmento da missão é possível encontrar a fração de combustível total. Ou seja, para a missão com 6 segmentos:

$$\frac{W_5}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \quad \text{Eq 3.8}$$

Logo, o peso da fração de combustível pode ser encontrado:

$$\frac{W_{fuel}}{W_{TO}} = 1 - \frac{W_5}{W_1} \quad Eq\ 3.9$$

Por medida de segurança o autor (SADRAEY, 2013) recomenda usar combustível extra de 5% do peso total da aeronave, ou seja:

$$\frac{W_{fuel}}{W_{TO}} = 1.05 \cdot \left(1 - \frac{W_6}{W_1}\right) \quad Eq\ 3.9$$

Para missões com n segmentos a equação pode ser escrita como:

$$\frac{W_{fuel}}{W_{TO}} = 1.05 \cdot \left(1 - \frac{W_n}{W_1}\right); \text{ onde } \frac{W_n}{W_1} = \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \dots \frac{W_{n-1}}{W_{n-2}} \cdot \frac{W_n}{W_{n-1}} \quad Eq\ 3.10$$

Portanto, para encontrar a fração precisa-se encontrar primeiro as frações de combustível por segmento de missão. Para aeronaves de transporte de passageiros os segmentos geralmente são: taxiamento, decolagem, subida, cruzeiro, *loiter*, descida, tentativa de pouso.

Essas frações são determinadas, novamente, através de dados estatísticos. A Tabela 3 apresenta valores típicos para alguns segmentos segundo o autor (SADRAEY, 2013).

Tabela 3 - Frações de combustível por segmentos de missão.

Segmento da missão	$W_{i+1}/W_i$
Taxiamento e Decolagem	0.98
Subida	0.97
Descida	0.99
Aproximação e Aterrissagem	0.997

Fonte: (SADRAEY, 2013).

### 3.2.6.1 Fração de Peso de Combustível em Cruzeiro e *Loiter* para Jatos

A fração de peso de combustível durante voo de cruzeiro, pode ser encontrada aplicando-se a equação de Breguet. Para uma aeronave com motores a jato, a equação do alcance máximo ( $R_{max}$ ) é:

$$R_{max} = \frac{V_{(L/D)max}}{C} \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{max} \cdot \ln\left(\frac{W_i}{W_{i+1}}\right) \quad Eq\ 3.11$$

Onde, para esse caso,  $W_i$  é o peso da aeronave no início do cruzeiro, e  $W_{i+1}$  é o peso da aeronave ao final do cruzeiro. A variável “C” é o consumo específico do motor, valores típicos são apresentados na Tabela 4. O parâmetro  $L/D$  é a razão entre sustentação e arrasto. Assume-se que a razão entre sustentação e arrasto em cruzeiro  $\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise}$  seja ligeiramente menor que a máxima, tal que:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = 0.866 \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{max} \quad Eq\ 3.12$$

Assim, a fração de combustível em cruzeiro pode ser expressa como:

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-R \cdot C}{0.866 \cdot (L/D)_{max}}} \quad Eq\ 3.13$$

O *loiter* é medido através de um parâmetro chamado *endurance* (E). Esse parâmetro é análogo ao alcance, porém se considera por quanto tempo a aeronave pode voar, ao contrário do alcance que considera o quão longe o avião pode ir. A equação de *endurance* é dada por:

$$E_{max} = \frac{(L/D)_{max}}{C} \cdot \ln\left(\frac{W_i}{W_{i+1}}\right) \quad Eq\ 3.14$$

Reescrevendo a equação:

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-E \cdot C}{(L/D)_{max}}} \quad \text{Eq 3.15}$$

Nesse caso  $W_i$  é o peso da aeronave no início do *loiter*, e  $W_{i+1}$  é o peso da aeronave ao final do *loiter*. Adota-se um valor padrão para a *endurance*. É importante ressaltar o cuidado que se deve ter com as unidades. A *endurance* “E” é uma variável de tempo e, portanto, expressa em segundos ou horas. Já a variável “C” é expressa em  $lb/(h \cdot lb)$  e, se necessário, deve ser convertida para a unidade de tempo em questão  $1/s$  ou  $1/h$ .

Até o momento do projeto não se tem nenhum dado aerodinâmico ou dado de motorização, logo é necessário buscar valores históricos para as variáveis de consumo específico de combustível e razão entre sustentação e arrasto. A Tabela 4 e Tabela 5 apresentam valores típicos para essas constantes, respectivamente.

Tabela 4 - Valores típicos de consumo específico para vários motores

Motor	Consumo Específico (C) em cruzeiro	Consumo Específico (C) em <i>loiter</i>	Unidade (Sistema Inglês)
Turbojato	0.9	0.8	lb/h/lb
Turbofan de baixo <i>bypass</i>	0.7	0.8	lb/h/lb
Turbofan de alto <i>bypass</i>	0.4	0.5	lb/h/lb
Turbo-hélice	0.5-0.8	0.6-0.8	lb/h/hp
Pistão de passo fixo	0.4-0.8	0.5-0.7	lb/h/hp
Pistão de passo variável	0.4-0.8	0.4-0.7	lb/h/hp

Fonte: (SADRAEY, 2013).

Tabela 5 - Valores típicos de razão entre sustentação e arrasto.

Categoria da Aeronave	$(L/D)_{max}$
Ultraleve	8-15
Aviação geral	10-15
Transporte a jato	12-20
Planador	20-35

Fonte: (SADRAEY, 2013).

### 3.3 DIMENSIONAMENTO DA ASA E MOTOR

O próximo passo, após estimar o peso, é encontrar a área da asa ( $S$ ) e o empuxo ( $T$ , motor a jato) ou potência ( $P$ , motor a hélice) necessária do motor. Para isso definem-se dois parâmetros: carga alar ( $W/S$ ) e tração peso ( $T/W$ ), para aviões com motores a hélice a tração/peso é equivalente a carga de potência ( $W/P$ ).

A carga alar e tração/peso são os dois parâmetros mais importantes afetando o desempenho da aeronave. Eles estão conectados nos cálculos de desempenho, como por exemplo na distância de decolagem. Caso seja um requisito decolagem em pouca distância, ela pode ser alcançada usando uma asa grande (baixa,  $W/S$ ) com motor de relativa potência pequena (baixa,  $T/W$ ). Esse motor fará o avião acelerar lentamente, no entanto, é necessário atingir apenas uma velocidade moderada para decolar, devido a asa ser grande. Por outro lado, a mesma distância de decolagem pode ser alcançada com uma asa pequena (alta,  $W/S$ ) e com um motor de potência alta (alta,  $T/W$ ). Nesse caso, o avião necessita de uma velocidade maior para decolar, mas o motor de alta potência garante que ele atinja essa velocidade rapidamente (RAYMER, 1992).

Devido a essa interconexão, é difícil utilizar dados históricos para selecionar a carga alar e a tração peso, por isso esses parâmetros serão obtidos através dos seguintes requisitos de desempenho:

- Velocidade de estol ( $V_{stall}$ );
- Velocidade Máxima ( $V_{max}$ );
- Máxima taxa de Subida ( $ROC_{max}$ );
- Distância de decolagem ( $S_{TO}$ );
- Teto ( $h_c$ )

A definição desses três parâmetros, segundo (SADRAEY, 2013) é:

- Carga alar: a razão entre o peso e a área da asa da aeronave, é definida como carga alar, representada por  $W/S$ . Esse parâmetro indica quanta carga (ou seja, peso) é suportada por cada unidade de área da asa;

- Tração/Peso: a razão entre a tração gerada pelo motor e o peso da aeronave, é definida como tração peso, representada por  $T/W$ . Esse parâmetro está associado a aviões de motores a jato (turbofan ou turbojato), e indica quanto de peso é carregado por cada unidade de empuxo;
- Carga de potência: a razão entre o peso e a potência do motor, é definida como carga de potência, representada por  $W/P$ . Esse parâmetro está associado a aviões de motores a hélice (turbo-hélice ou pistão), e indica quanto de peso é carregado por cada unidade de potência;

Para determinar a área da asa e a potência do motor de um avião a hélice, segundo (SADRAEY, 2013) devem ser seguidos 6 passos.

Os princípios e os passos são similares para aviões a jato. Basta substituir a palavra carga de potência por tração peso. As etapas são:

1. Encontre uma equação para cada requisito de desempenho ( $V_{stall}$ ,  $V_{max}$ ,  $ROC$ ,  $S_{TO}$  e  $h_c$ ). Se o avião for movido a hélice, as equações estão são:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{stall}} = f_1\left(\frac{W}{S}, V_{stall}\right) \quad Eq\ 3.16$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{max}} = f_2\left(\frac{W}{S}, V_{max}\right) \quad Eq\ 3.17$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = f_3\left(\frac{W}{S}, S_{TO}\right) \quad Eq\ 3.18$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = f_4\left(\frac{W}{S}, ROC\right) \quad Eq\ 3.19$$

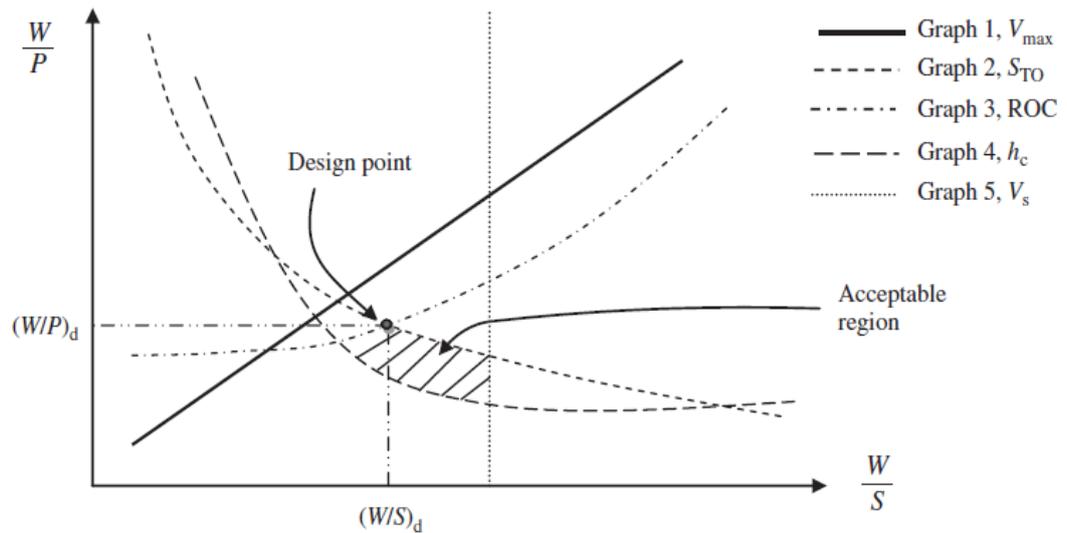
$$\left(\frac{W}{P}\right)_{teto} = f_5\left(\frac{W}{S}, h_c\right) \quad Eq\ 3.20$$

Se a aeronave for movida por motores a jato, as equações acima estarão na forma de  $T/W$  em função de  $W/S$ .

Esboce as equações acima em um único gráfico (diagrama de restrições), com o eixo vertical sendo a carga de potência ( $W/P$ ) e o horizontal a carga alar ( $W/S$ ), assim o diagrama ilustra as variações de carga de potência com respeito a carga alar. As curvas das equações se

cruzarão em vários pontos, gerando regiões de escolha dos parâmetros. Identifique a região aceitável, ou seja, a região na qual todos os requisitos de desempenho são satisfeitos. A Figura 12 representa um típico diagrama de restrições.

Figura 12 - Diagrama de restrições para aeronaves a hélice



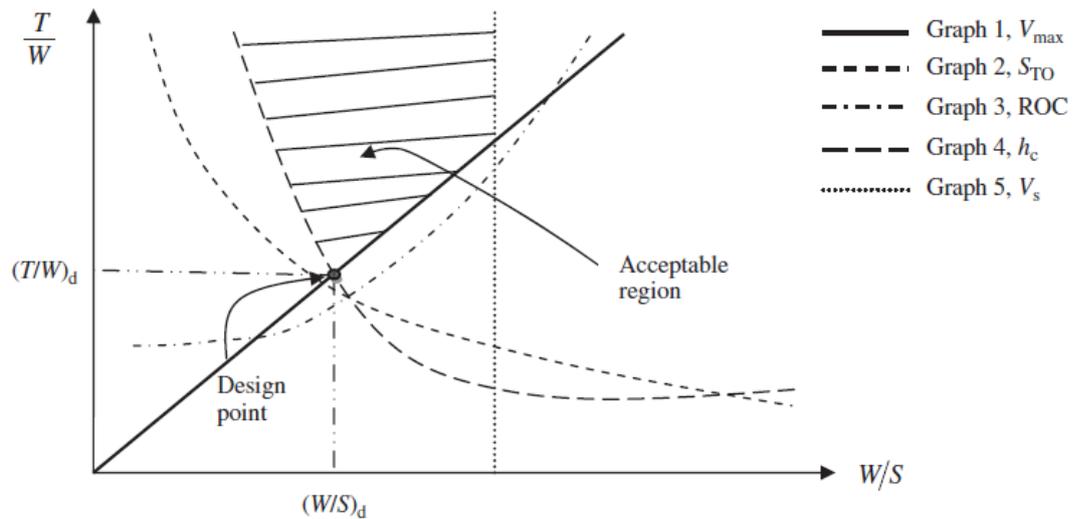
Fonte: (SADRAEY, 2013)

A região aceitável é reconhecida pelo fato de que quando uma variável de desempenho (por exemplo,  $V_{max}$ ) é variada dentro dos limites permitidos, a carga de potência deve acompanhar essa tendência. Por exemplo, considere a variável de desempenho velocidade máxima ( $V_{max}$ ), assuma que a carga de potência é inversamente proporcional a ela. Se a velocidade máxima for aumentada então a carga de potência diminui. Então a redução da carga de potência é aceitável, ou seja, a região inferior da curva de velocidade máxima é aceitável. Analisando as outras curvas e unindo os resultados, encontra-se a região aceitável, que está indicada na figura. Nela todos os parâmetros de desempenho são satisfeitos.

- Determine o ponto de projeto (ponto ótimo). Esse é apenas um ponto que proporciona o menor motor em termos de potência, portanto, menor custo. No caso de aviões a jato é o motor com menor empuxo.

3. Com o ponto de projeto determinado, é possível encontrar a carga alar  $(W/S)_d$  e carga de potência  $(W/P)_d$ , correspondentes. Para aviões a jato encontra-se a tração peso correspondente  $(T/W)_d$ , como mostra o diagrama de restrições para aeronaves a jato na Figura 13.

Figura 13 - Diagrama de restrições para aeronaves a jato



Fonte: (SADRAEY, 2013)

4. Com os valores ótimos, determinar a área da asa e a potência do motor, uma vez que o peso máximo de decolagem já foi encontrado:

$$S = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)_d} \quad \text{Eq 3.21}$$

$$P = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{P}\right)_d} \quad \text{Motores a hélice} \quad \text{Eq 3.22}$$

$$T = W_{TO} \cdot \left(\frac{T}{W}\right)_d \quad \text{Motores a jato} \quad \text{Eq 3.23}$$

### 3.3.1 Carga alar para velocidade de estol

A velocidade de estol ( $V_{stall}$ ) é definida como sendo a velocidade mínima em que um avião consegue voar, abaixo dessa velocidade a aeronave não possui sustentação.

Em voo de cruzeiro, o peso é igual a sustentação, ou seja:

$$W = L = \frac{1}{2} \cdot S \cdot \rho \cdot C_{L_{max}} \cdot (V_{stall})^2 \quad Eq\ 3.24$$

Dividindo ambos os lados da equação por  $S$ , encontra-se a carga alar para o requisito de velocidade de estol:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_{stall}} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_{L_{max}} \cdot (V_{stall})^2 \quad Eq\ 3.24$$

Onde  $\rho$  é a densidade para determinada altitude e  $C_{L_{max}}$  é o coeficiente de sustentação máximo. Até esse momento do projeto não é possível calcular o valor do coeficiente de sustentação máximo, por isso ele deve ser estimado através de dados estatísticos. A Tabela 6 apresenta valores típicos de  $C_{L_{max}}$  e velocidade de estol para cada classe de avião.

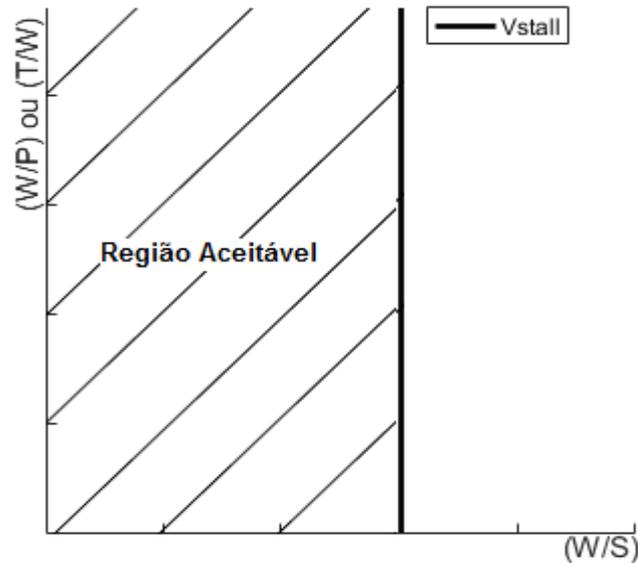
Tabela 6 - Valores típicos de  $C_{L_{max}}$  e velocidade de estol

Categoria da Aeronave	$C_{L_{max}}$	$V_{stall}$ (km/h)
Planador	1.8-2.5	22-46
Aviação geral	1.6-2.2	74-113
Jato executivo	1.6-2.6	130-222
Transporte a jato	2.2-3.2	176-240

Fonte: (SADRAEY, 2013)

A equação 3.24 representa a carga alar para o requisito de velocidade de estol. Como pode ser visto nessa equação, para esse requisito, a tração peso não exerce influência na carga alar. Ou seja, no diagrama de restrições a curva de velocidade de estol é representada como uma reta vertical, isso é ilustrado na Figura 14.

Figura 14 - Diagrama de restrições para velocidade de estol.



Fonte: (SADRAEY, 2013)

A região aceitável é aquela à esquerda da curva, pois geralmente deseja-se a menor velocidade de estol possível, isso representa que o avião consegue voar em baixas velocidades, ou seja, a decolagem e o pouso são mais seguros.

### 3.3.2 Carga alar para velocidade máxima

Outro parâmetro de desempenho importante, especialmente para aviões de combate, é a velocidade máxima.

Para um avião a jato:

Considere um avião a jato voando nivelado em velocidade máxima. Nesse caso, o empuxo máximo ( $T_{max}$ ) deve ser igual ao arrasto máximo ( $D_{max}$ ) e o peso ( $W$ ) deve ser igual a sustentação ( $L$ ):

$$T_{max} = D_{max} \quad \text{Eq 3.25}$$

$$W = L \quad \text{Eq 3.26}$$

Onde o arrasto e a sustentação são definidos como:

$$D = \frac{1}{2} \cdot S \cdot \rho \cdot C_D \cdot (V_{max})^2 \quad Eq\ 3.27$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot S \cdot \rho \cdot C_L \cdot (V_{max})^2 \quad Eq\ 3.28$$

O coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) é composto pelo coeficiente de arrasto de zero sustentação ( $C_{D_0}$ ) e pelo coeficiente de arrasto induzido ( $C_{D_i}$ ):

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} = C_{D_0} + K \cdot C_L^2 \quad Eq\ 3.29$$

Onde K é o fator de arrasto induzido definido como:

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad Eq\ 3.30$$

Os valores típicos para o fator de eficiência de Oswald ( $e$ ) estão entre 0.7 e 0.95. Os valores típicos da razão de aspecto (AR) para algumas categorias de aeronave estão na Tabela 7.

Tabela 7 - Valores típicos da razão de aspecto

Categoria da aeronave	Razão de Aspecto
Supersônico Militar	2-4
Aviação Geral	5-9
Planador	20-40

Fonte: (SADRAEY, 2013)

Nessa etapa os valores do coeficiente de arrasto de zero sustentação ( $C_{D_0}$ ) pode ser obtido estatisticamente através da Tabela 8.

Tabela 8 - Valores típicos de coeficiente de arrasto de zero sustentação

Categoria da Aeronave	$C_{D_0}$
Transporte a jato	0.015-0.02
Transporte a turbo-hélice	0.018-0.024
Dois motores a pistão	0.022-0.028
Aviação geral com trem de pouso retrátil	0.02-0.03
Aviação geral com trem de pouso fixo	0.025-0.04
Planador	0.012-0.015

Fonte: (SADRAEY, 2013)

A relação geral entre o empuxo do motor com relação a altitude é representada pela densidade do ar:

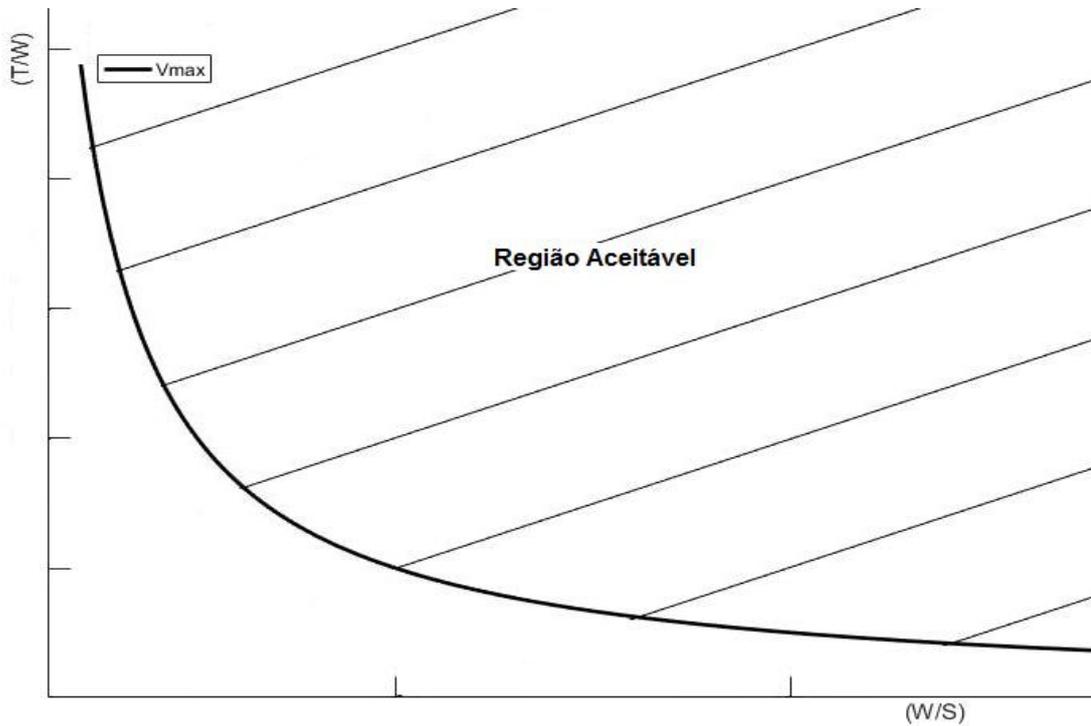
$$T_{alt} = T_{SL} \cdot \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right) = T_{SL} \cdot \sigma \quad Eq 3.31$$

Onde  $T_{alt}$  representa o empuxo em determinada altitude,  $T_{SL}$  é o empuxo a nível do mar,  $\rho_0$  é a densidade do ar a nível do mar e  $\sigma$  a relação entre as densidades. Substituindo as equações 3.27 e 3.31 na equação 3.25 e fazendo algumas manipulações é possível mostrar que:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{V_{max,jato}} = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot C_{D_0} \cdot V_{max}^2 \cdot \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2 \cdot K}{\rho \cdot \sigma \cdot V_{max}^2} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \quad Eq 3.32$$

A equação 3.32 representa a variação da tração peso em função da carga alar para o requisito de velocidade máxima em um jato. Sua curva no diagrama de restrições é apresentada na Figura 15.

Figura 15 - Diagrama de restrições para velocidade máxima para aviões a jato



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Conforme o valor de  $V_{max}$  aumenta, o valor da tração peso ( $T/W$ ) também aumenta. Como qualquer valor de  $V_{max}$  maior que o especificado para a velocidade máxima satisfaz o requisito de velocidade máximo, então a região acima da curva é aceitável. Geralmente, a velocidade máxima é de 20 a 30% maior que a velocidade de cruzeiro. Ou seja:

$$V_{max} = 1.2V_C \text{ até } 1.3V_C \quad \text{Eq 3.33}$$

Para um avião a hélice:

Considere um avião a hélice voando nivelado em velocidade máxima. Nesse caso, a potência máxima disponível ( $P_{max}$ ) deve ser igual a potência máxima requerida ( $P_{req}$ ) a qual é o empuxo multiplicado pela velocidade máxima:

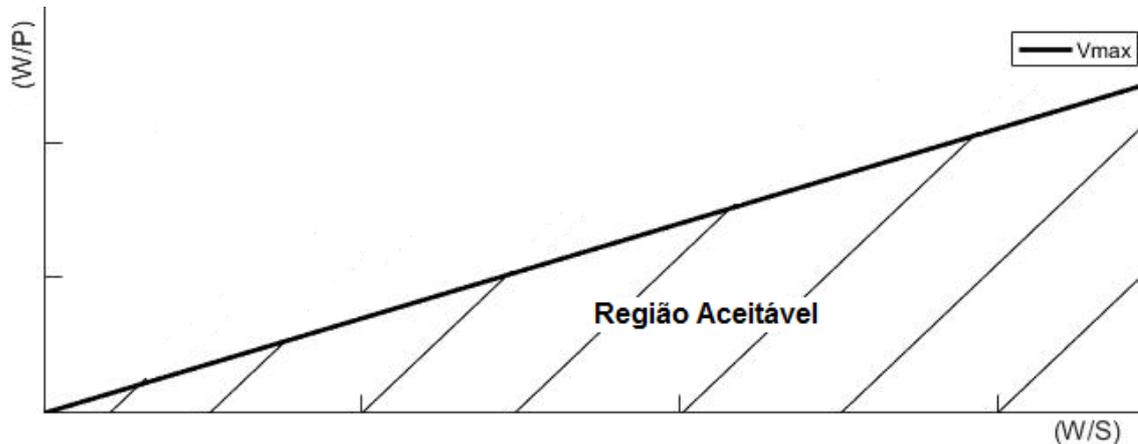
$$P_{disponivel} = P_{req} \rightarrow \eta_p \cdot P_{max} = T \cdot V_{max} \quad \text{Eq 3.34}$$

Onde o empuxo (T) deve ser igual ao arrasto (equação 3.25). A variável  $\eta_p$  representa a eficiência de hélice. Analogamente ao caso de motores a jato, é possível mostrar que:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{max,hélice}} = \frac{\eta_p}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_{D0} \cdot V_{max}^3 \cdot \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2 \cdot K}{\rho \cdot \sigma \cdot V_{max}} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)} \quad Eq 3.35$$

A equação 3.35 representa a variação da carga de potência em função da carga alar para o requisito de velocidade máxima em um avião a hélice. Sua curva no diagrama de restrições é apresentada na Figura 16.

Figura 16 - Diagrama de restrições para velocidade máxima para aviões a hélice



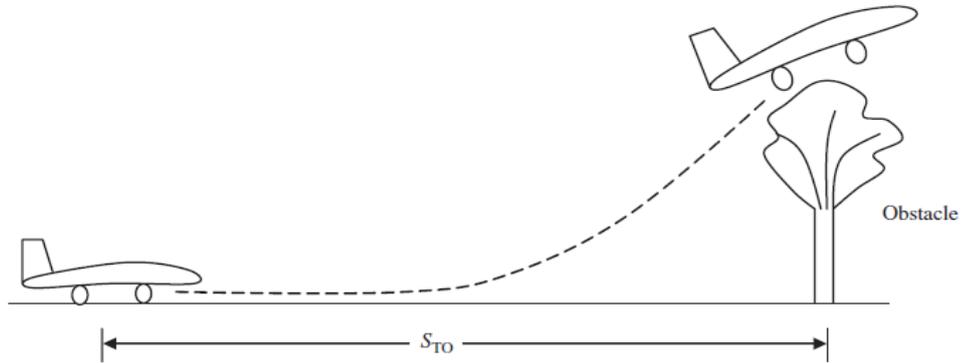
Fonte: (SADRAEY, 2013)

Conforme o valor de  $V_{max}$  aumenta, o valor da carga de potência ( $W/P$ ) diminui. Como qualquer valor de  $V_{max}$  maior que o especificado para a velocidade máxima satisfaz o requisito de velocidade máximo, então a região abaixo da curva é aceitável. Para aviões a hélice, a velocidade máxima também é, geralmente, de 20 a 30% maior que a velocidade de cruzeiro.

### 3.3.3 Carga alar para distância de decolagem

A distância de decolagem ( $S_{TO}$ ) é outro fator importante no desempenho da aeronave e é influenciado pela carga alar e tração peso. A distância de decolagem é definida como a distância entre o ponto de partida da decolagem até a localização de um obstáculo que deve ser superado, como indica a Figura 17.

Figura 17 - Distância de decolagem

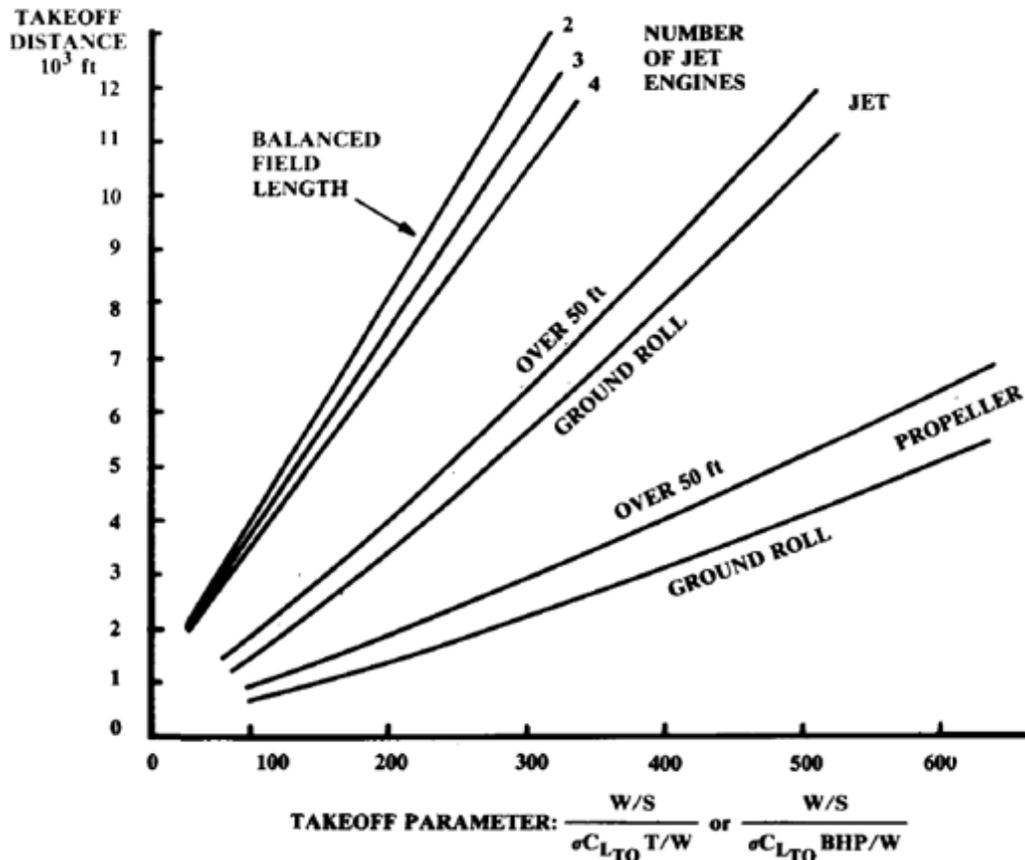


Fonte: (RAYMER, 1992)

Ao final da distância de decolagem aeronave deve superar um obstáculo imaginário. De acordo com a FAR-23 seção 23.53, a altura do objeto é de 35ft para aviões de passageiros, e 50ft para aeronaves da aviação geral.

A Figura 18 ilustra a distância de decolagem em função do parâmetro de decolagem (TOP).

Figura 18 - Estimativa de distância de decolagem



Fonte: (RAYMER, 1992)

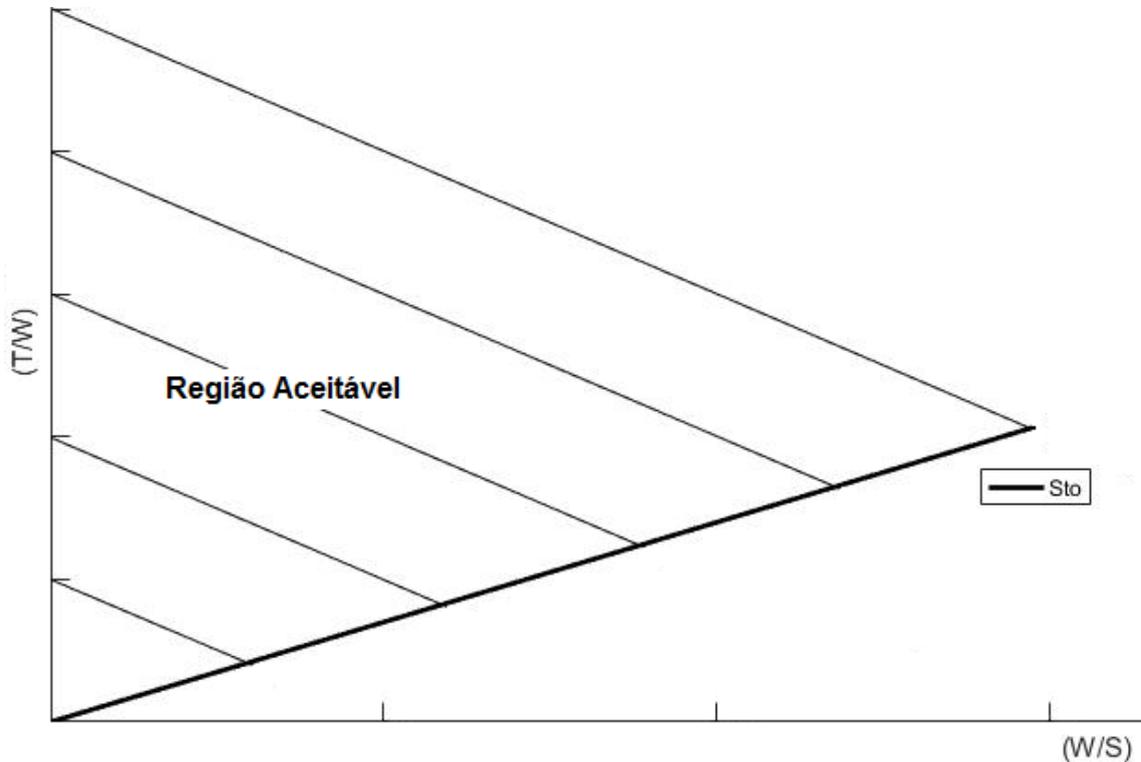
Da definição do parâmetro de decolagem é possível encontrar a tração peso em função da carga alar para a decolagem.

Aviões a jato:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{S_{TO,jato}} = \left(\frac{W}{S}\right) \cdot \frac{1}{TOP \cdot \sigma \cdot C_{L_{TO}}} \quad Eq\ 3.36$$

O coeficiente de sustentação na decolagem ( $C_{L_{TO}}$ ) geralmente é 80% do valor  $C_{L_{max}}$ . A equação 3.36 representa a tração peso em função da carga alar para o requisito de decolagem de um avião com motores a jato. Sua curva no diagrama de restrições é mostrada na Figura 19. Conforme a distância de decolagem aumenta, o parâmetro de decolagem (TOP) também aumenta e a tração peso diminui. Como qualquer valor de distância de decolagem superior ao especificado não é válido, então a região aceitável é acima da curva.

Figura 19 - Diagrama de restrições para decolagem de um avião a jato



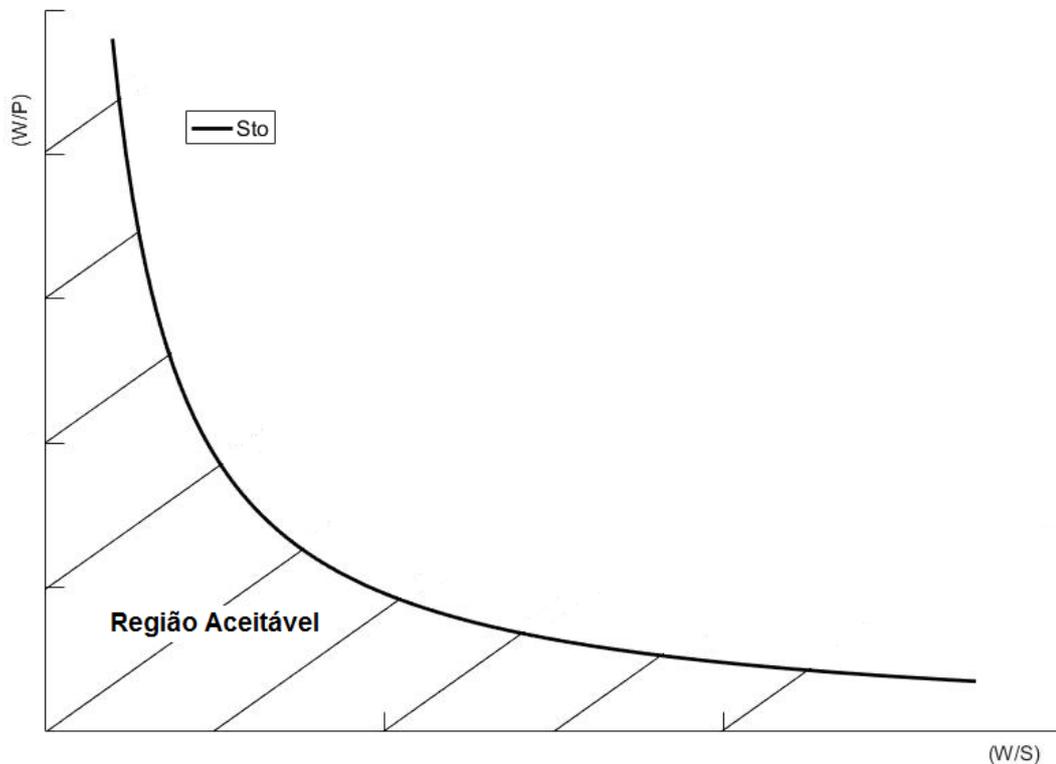
Fonte: (SADRAEY, 2013)

Aviões a hélice:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO},hélice} = TOP \cdot \sigma \cdot C_{L_{TO}} \cdot \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} \quad Eq 3.37$$

O coeficiente de sustentação na decolagem ( $C_{L_{TO}}$ ) geralmente é 80% do valor  $C_{L_{max}}$ . A equação 3.37 representa a carga de potência em função da carga alar para o requisito de decolagem de um avião com motores a hélice. Sua curva no diagrama de restrições é mostrada na Figura 20. Conforme a distância de decolagem aumenta, o parâmetro de decolagem (TOP) também aumenta e a carga de potência também aumenta. Como qualquer valor de distância de decolagem superior ao especificado não é válido, então a região aceitável é abaixo da curva.

Figura 20 - Diagrama de restrições para decolagem de um avião a hélice



Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.3.4 Carga alar para taxa de subida

A taxa de subida (ROC) é definida como a componente vertical da velocidade da aeronave. Em outras palavras, é o quão rápido a aeronave ganha altitude. A máxima taxa de subida é obtida a nível do mar, portanto as densidades mostradas nessa seção referem-se a densidade do ar a nível do mar.

Aviões a jato:

De maneira geral, a ROC pode ser definida como a razão entre o excesso de potência e o peso da aeronave:

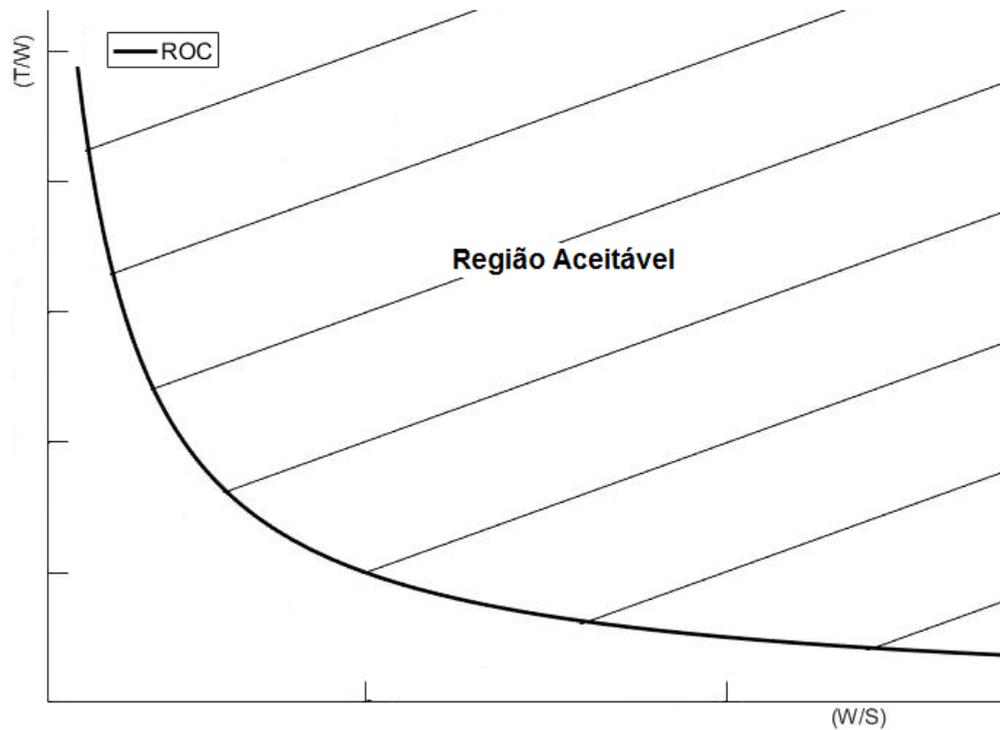
$$ROC = \frac{P_{disponivel} - P_{req}}{W} = \frac{T \cdot V - D \cdot V}{W} \quad Eq\ 3.38$$

A tração peso em função da carga alar para o requisito da taxa de subida pode ser escrita como:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{ROC,jato} = \frac{ROC}{\sqrt{\frac{2}{\rho \cdot \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)}} + \frac{1}{(L/D)_{max}} \quad Eq\ 3.39$$

A equação 3.39 representa a tração peso em função da carga alar para o requisito de taxa de subida de um avião com motores a jato. Sua curva no diagrama de restrições é mostrada na Figura 21. Conforme a ROC aumenta, a tração peso também aumenta. Como qualquer valor de taxa de subida superior ao especificado é válido, então a região aceitável é acima da curva.

Figura 21- Diagrama de restrições para taxa de subida de um avião a jato



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Aviões a hélice:

Para aviões a hélice, a potência disponível é a potência do motor multiplicada pela eficiência da hélice, logo:

$$ROC = \frac{P_{disponivel} - P_{req}}{W} = \frac{\eta_p \cdot P - D \cdot V}{W} \quad Eq\ 3.40$$

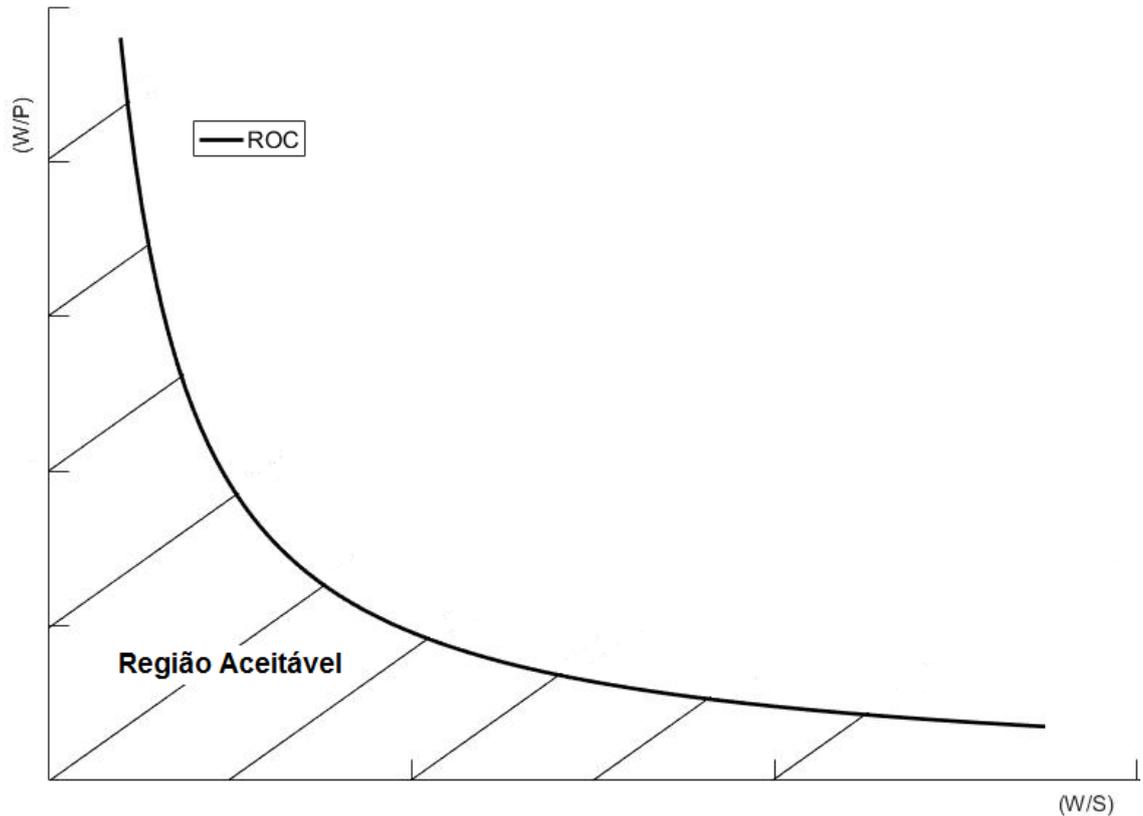
A carga de potência em função da carga alar para o requisito da taxa de subida pode ser escrita como:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC,hélice} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho \cdot \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \cdot \left(\frac{1.155}{\eta_p \cdot (L/D)_{max}}\right)}} \quad Eq\ 3.41$$

Os valores da eficiência da hélice na subida costumam variar entre 0.5 até 0.7. A equação 3.41 representa a carga de potência em função da carga alar para o requisito de taxa de

subida de um avião com motores a jato. Sua curva no diagrama de restrições é mostrada na Figura 22. Conforme a ROC aumenta, a carga de potência diminui. Como qualquer valor de taxa de subida superior ao especificado é válido, então a região aceitável é abaixo da curva.

Figura 22 - Diagrama de restrições para taxa de subida de um avião a hélice



Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.3.5 Carga alar para teto

Teto ( $h_c$ ) é a maior altitude que uma aeronave pode realizar voo nivelado. No entanto, (SADRAEY, 2013) define 4 tipos de teto:

- Teto absoluto ( $h_{ac}$ ): é a altitude absoluta máxima em que a aeronave consegue manter voo nivelado. Em outras palavras, a taxa de subida (ROC) é zero;
- Teto de serviço ( $h_{sc}$ ): a maior altitude em que uma aeronave consegue subir com taxa de 0.5m/s;
- Teto de cruzeiro ( $h_{cc}$ ): a maior altitude em que uma aeronave consegue subir com taxa de 1.5m/s;

- Teto de combate ( $h_{combatc}$ ): a maior altitude em que uma aeronave consegue subir com taxa de 5m/s;

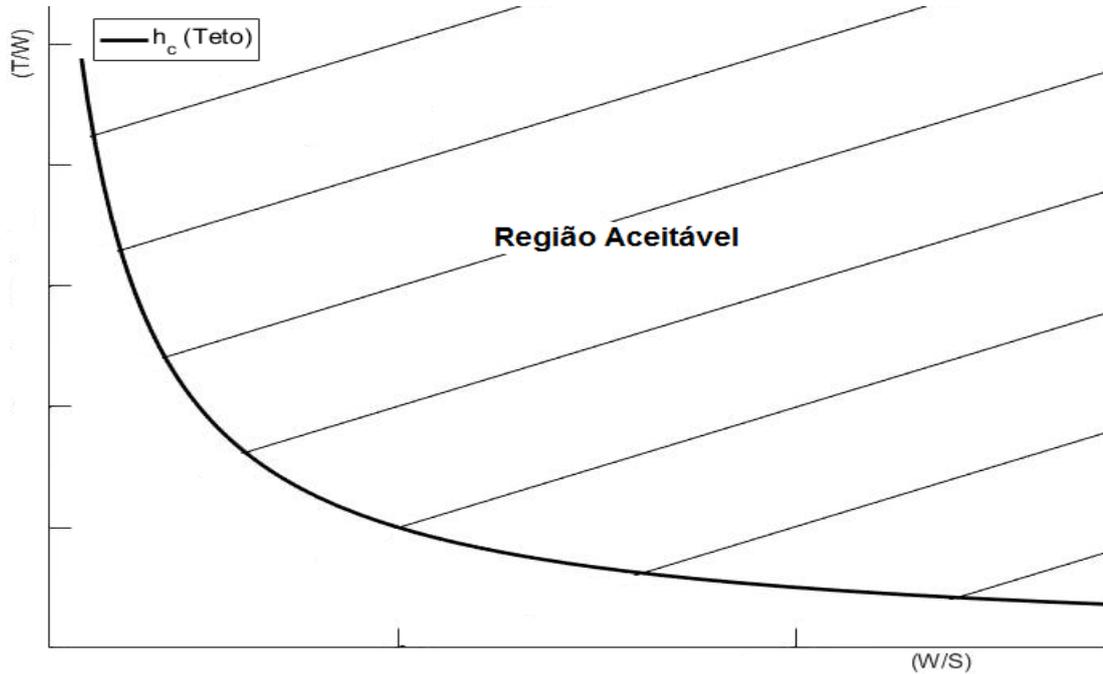
Como o teto é definido em função da taxa de subida, a equação da tração peso em função da carga alar para esse parâmetro, será semelhante as equações 3.39 e 3.41.

Para aviões a jato:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{h_c, jato} = \frac{ROC_c}{\sigma_c \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho_c \cdot \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)}} + \frac{1}{\sigma_c \cdot (L/D)_{max}} \quad Eq 3.42$$

Onde  $\sigma_c$  é a densidade relativa no teto requerido,  $ROC_c$  a taxa de subida para o teto requerido e  $\rho_c$  a densidade do ar no teto requerido. A equação 3.42 representa a tração peso em função da carga alar para o requisito de teto de um avião com motores a jato. Sua curva no diagrama de restrições é mostrada na Figura 23. Conforme o teto aumenta, a ROC diminui, e portanto, a tração peso também diminui. Como qualquer valor de teto superior ao especificado é válido, ou seja, ROC maiores, então a região aceitável é abaixo da curva.

Figura 23 - Diagrama de restrições para teto de um avião a jato



Fonte: (SADRAEY, 2013)

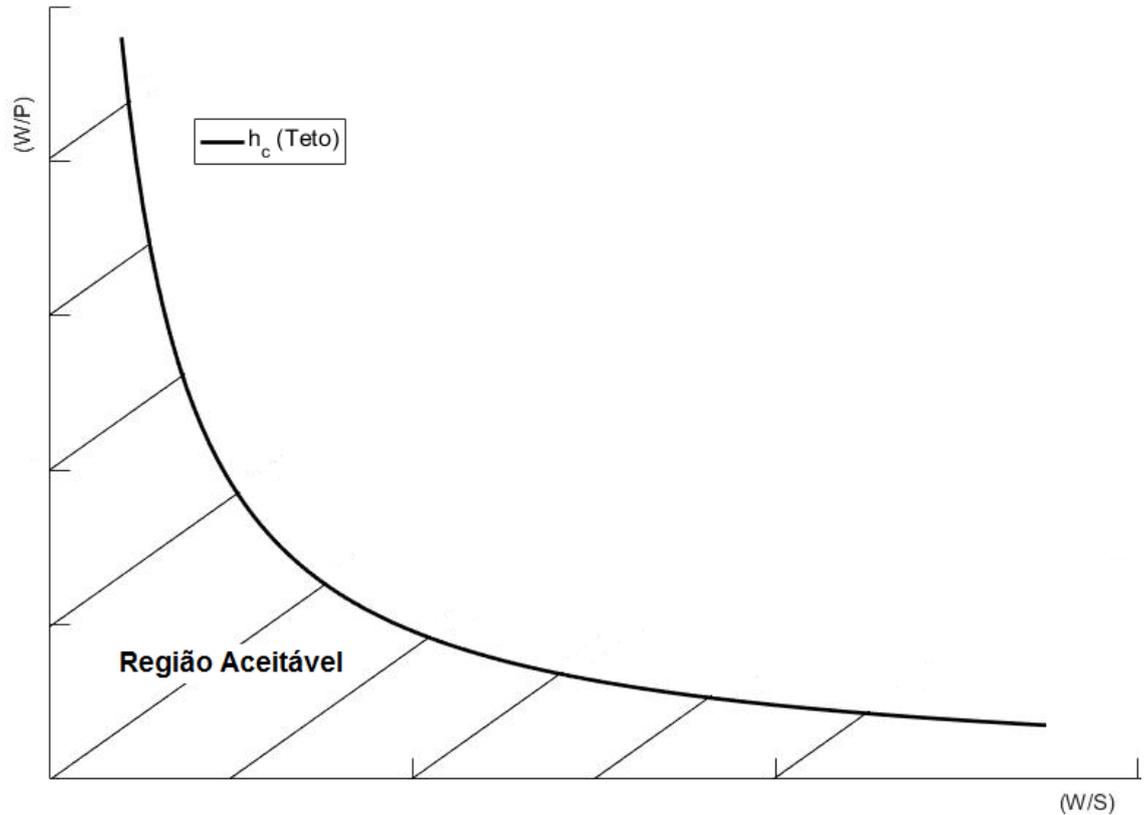
Para aviões a hélice:

A carga de potência em função da carga alar para o requisito do teto pode ser escrita como:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{h_c, \text{hélice}} = \frac{\sigma_c}{\frac{ROC_c}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho_c \cdot \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \cdot \left(\frac{1.155}{\eta_p \cdot (L/D)_{max}}\right)}} \quad \text{Eq 3.43}$$

A Equação 3.43 representa a carga de potência em função da carga alar para o requisito de teto de um avião com motores a hélice. Sua curva no diagrama de restrições é mostrada na Figura 24. Conforme a ROC aumenta, a carga de potência diminui. Como qualquer valor de ROC superior ao especificado é válido, então a região aceitável é abaixo da curva.

Figura 24 - Diagrama de restrições para teto de um avião a hélice



Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.4 PROJETO DA ASA

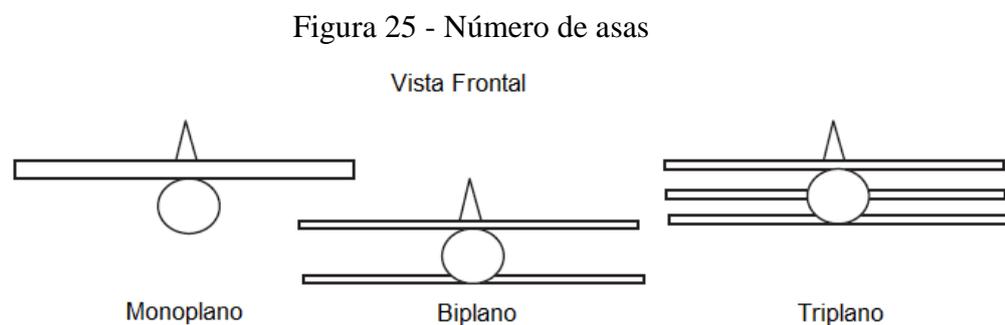
Para a geometria completa da asa é necessário determinar os seguintes parâmetros:

- Área de referência da asa ( $S$ );
- Número de asas;
- Posição vertical na fuselagem (alta, média ou baixa);
- Posição horizontal na fuselagem;
- Perfil do aerofólio;
- Razão de aspecto ( $AR$ );
- Razão de afilamento ( $\lambda$ );
- Corda na ponta ( $C_t$ );
- Corda na raiz ( $C_r$ );
- Corda aerodinâmica média ( $\bar{C}$ );
- Envergadura ( $b$ );
- Ângulo de torção ( $\alpha_t$ );
- Ângulo de enflechamento ( $\Lambda$ );
- Diedro ( $\Gamma$ );
- Incidência ( $i_w$ );
- Dispositivos de hiper-sustentação, como flaps;

A área de referência da asa ( $S$ ) já foi determinada, na seção de carga alar. A obtenção dos demais parâmetros citados será feita nessa e nas seções posteriores.

### 3.4.1 Número de asas

A maioria das aeronaves modernas são monoplanas (uma asa). Algumas ainda são biplanas (duas asas), mas nenhuma é triplana (três asas). Essas configurações são representadas na Figura 25.



Fonte: (SADRAEY, 2013)

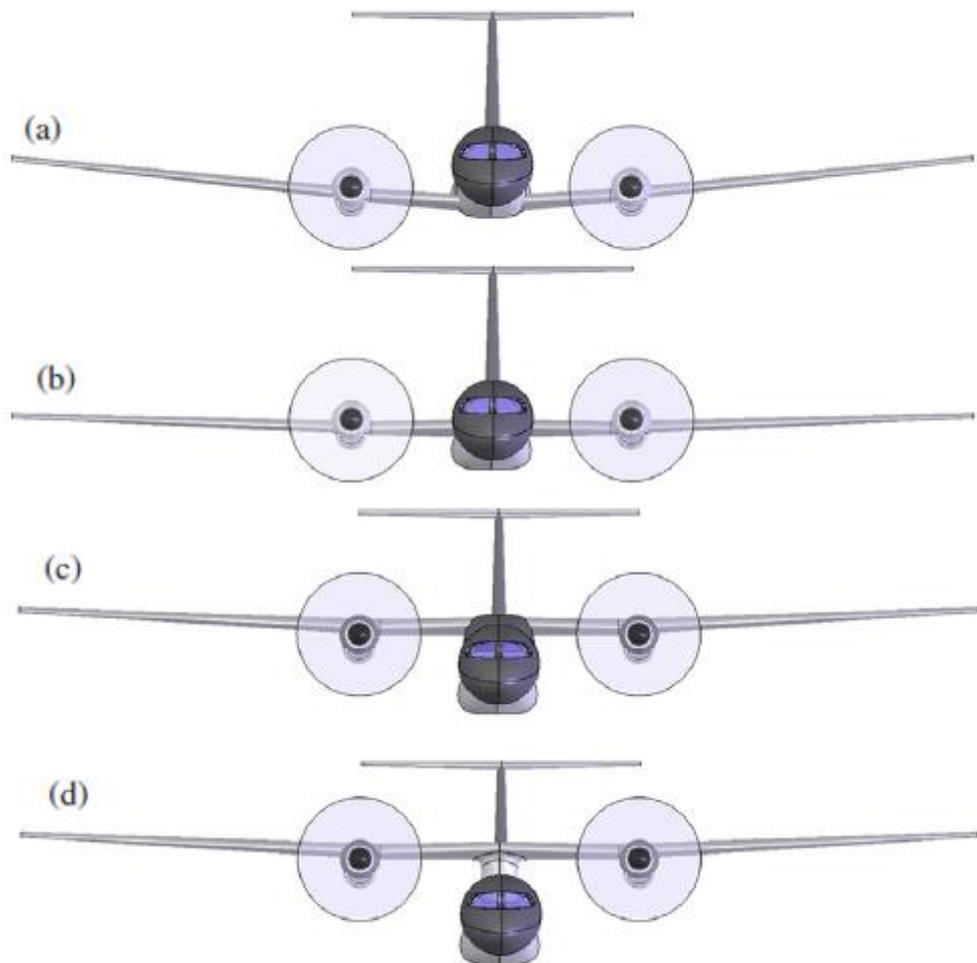
Antigamente, as limitações de tecnologia de manufatura limitavam o tamanho das asas, e por isso era comum aeronaves com mais de uma asa. Naquela época, havia dificuldade para construção de asas longas que fossem rígidas o suficiente, portanto, a opção era aumentar o número de asas e diminuir sua envergadura. Aeronaves de asas mais curtas possuem menor momento de inércia de massa sobre o eixo longitudinal (eixo  $x$ ), conseqüentemente, possuem melhor controle de rolagem. No entanto, configurações diferentes de monoplano geralmente são mais pesadas, produzem menor sustentação e limita a visibilidade do piloto.

### 3.4.2 Posição vertical da asa na fuselagem

Em princípio existem 4 configurações possíveis para a posição vertical da asa na fuselagem: asa alta, média, baixa e parasol, como mostra a Figura 26. Geralmente aeronaves para transporte de carga e de aviação geral possuem asa alta, aeronaves para transporte de passageiro possuem asa baixa, aviões de caça asa média, enquanto que aeronaves anfíbias possuem asa na configuração parasol. O primeiro critério para localização vertical da asa

origina-se dos requisitos operacionais, apesar de que os requisitos de estabilidade são fatores influentes em alguns casos.

Figura 26 - Configurações para posição vertical da asa: (a) Asa baixa; (b) Asa média; (c) Asa alta; (d) Asa parasol



Fonte: (GUDMUNDSSON, 2014)

#### 3.4.2.1 Asa Alta

Ao utilizar tal posicionamento tem-se:

Vantagens:

- Facilita o carregamento e descarregamento de cargas da aeronave;

- Facilita a instalação e manutenção do motor na asa (em caso de motores a hélice);
- Pode-se diminuir o peso estrutural ao utilizar-se apoios nas asas (barras);
- Aumenta o efeito diedro ( $C_{l\beta}$ ), conseqüentemente, aumentando a estabilidade lateral. Isso se deve ao fato de maior efeito da fuselagem para o efeito diedro da asa ( $C_{l\beta W}$ ).

Desvantagens:

- O efeito de solo é menor, se comparado com a configuração asa baixa. Durante a decolagem e aterrissagem o solo influencia a distribuição de pressão na asa. A sustentação será levemente menor do que na configuração asa baixa. Com isso tem-se o aumento da distância de decolagem;
- Nessa configuração, geralmente a estrutura da aeronave é mais pesada quando comparada com asa baixa;
- Maior efeito *downwash* na cauda horizontal. Com isso, geralmente aeronaves nessa configuração possuem empenagem horizontal maiores quando comparadas com asa baixa.

#### 3.4.2.2 Asa Média

Ao utilizar tal posicionamento tem-se:

Vantagens:

- Menor arrasto de interferência asa-fuselagem quando comparado com asa alta e asa baixa;
- Maior manobrabilidade, ideal para aviões acrobáticos.

Desvantagens:

- Espaço na fuselagem comprometido devido a longarina passando em seu interior;
- Estrutura mais pesada devido ao reforço necessário na raiz da asa caso se opte por dividir a asa e não ocupar espaço interno.

### 3.4.2.3 Asa Baixa

Ao utilizar tal posicionamento tem-se:

Vantagens:

- Desempenho de decolagem é melhor se comparado com a configuração de asa alta;
- Aeronave mais leve se comparada com asa alta;
- Cauda mais eficiente devido a menor efeito *downwash* se comparado com asa alta;
- Geralmente aeronave estruturalmente mais leve comparada com asa alta.

Desvantagens:

- Como a asa é dividida em duas partes, a geração de sustentação é menor quando comparada com asa alta;
- Maior velocidade de estol quando comparada com asa alta;
- Menor contribuição da asa para o efeito diedro e, portanto, menor estabilidade lateral.

### 3.4.2.4 Asa Parasol

A configuração de asa parasol é exemplificada na aeronave anfíbia Catalina PBV-5A, ilustrada na Figura 27.

Figura 27 - Aeronave Catalina PBY-5A



Fonte: (www.catalina.org.uk, acesso em 09/10/2017)

Muito similar a configuração de asa alta, no entanto deve utilizar longas barras de reforço e com isso torna-se, geralmente, mais pesada estruturalmente e com maior arrasto do que aeronaves asa alta.

### 3.4.3 Perfil do aerofólio

A principal função da asa é gerar sustentação, e isso ocorre devido a sua seção transversal, chamada de aerofólio. Ao mesmo tempo em que o perfil do aerofólio gera sustentação, também existe a geração de arrasto e momento de arfagem.

Os passos necessários para escolha do perfil de aerofólio foram propostos por (SADRAEY, 2013):

1. Determine o peso médio ( $W_m$ ) da aeronave em voo de cruzeiro:

$$W_m = \frac{1}{2}(W_f + W_i) \quad \text{Eq 3.44}$$

Onde  $W_i$  e  $W_f$  representam o peso inicial e final da aeronave, respectivamente.

2. Calcule o coeficiente de sustentação ideal para cruzeiro ( $C_{Lc}$ ). Em voo de cruzeiro a sustentação é igual ao peso da aeronave. Logo:

$$C_{Lc} = \frac{2 \cdot W_m}{\rho_c \cdot V_c^2 \cdot S} \quad \text{Eq 3.45}$$

Onde  $\rho_c$  é a densidade do ar na altitude de cruzeiro e  $V_c$  é a velocidade de cruzeiro.

3. Calcule o coeficiente de sustentação gerado pela asa ( $C_{Lcw}$ ). Apesar da asa ser a principal gerado de sustentação, outros componentes, como fuselagem e empenagem também contribuem para a sustentação total. Na primeira etapa esses componentes ainda não foram determinados, então pode-se assumir a seguinte relação:

$$C_{Lcw} = \frac{C_{Lc}}{0.95} \quad \text{Eq 3.46}$$

4. Calcule o coeficiente de sustentação ideal do aerofólio ( $C_{li}$ ). A asa é um corpo tridimensional, enquanto o aerofólio é uma seção bidimensional. Se a corda da asa é constante, sem ângulo de enflechamento, sem diedro, e a envergadura assumida como infinita, teoricamente, o coeficiente de sustentação da asa deve ser o mesmo que o coeficiente do aerofólio. Na prática, a envergadura é finita e na maioria dos casos, a asa possui ângulo de enflechamento e corda não constante, de modo que o coeficiente de sustentação da asa será um pouco menor do que o coeficiente de sustentação do perfil aerodinâmico. Como a asa ainda não foi projetada, deve-se recorrer a relação aproximada:

$$C_{li} = \frac{C_{Lcw}}{0.9} \quad \text{Eq 3.47}$$

5. Calcule o coeficiente de sustentação máximo da aeronave ( $C_{Lmax}$ ):

$$C_{L_{max}} = \frac{2 \cdot W_{T0}}{\rho_0 \cdot V_{stall}^2 \cdot S} \quad Eq\ 3.48$$

6. Calcule o coeficiente de sustentação máximo da asa ( $C_{L_{max,w}}$ ), pela mesma abordagem do passo 3:

$$C_{L_{max,w}} = \frac{C_{L_{max}}}{0.95} \quad Eq\ 3.49$$

7. Calcule o coeficiente de sustentação máximo bruto do perfil ( $C_{l_{max,gross}}$ ), pela mesma abordagem do passo 4:

$$C_{l_{max,gross}} = \frac{C_{L_{max,w}}}{0.9} \quad Eq\ 3.50$$

Onde o coeficiente de sustentação máximo bruto do perfil é o coeficiente obtido sem o efeito das superfícies de hiper-sustentação (componentes projetados para aumentar a sustentação somente em algumas etapas do voo, por exemplo, os flaps).

8. Selecione a superfície de hiper-sustentação (modelo, geometria e deflexão máxima). Esse passo será abordado posteriormente.
9. Determine a contribuição da HLD no coeficiente de sustentação ( $\Delta C_{l_{HLD}}$ ). Esse passo será abordado posteriormente.

10. Calcule o valor líquido do coeficiente de sustentação máximo do aerofólio ( $C_{l_{max}}$ ):

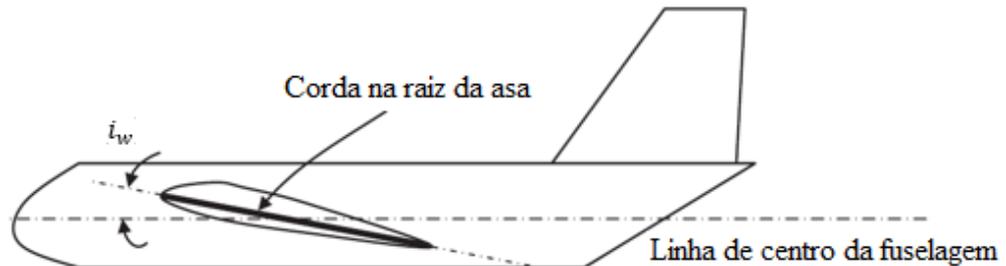
$$C_{l_{max}} = C_{l_{max,gross}} - \Delta C_{l_{HLD}} \quad Eq\ 3.51$$

11. Identifique os aerofólios que cumprem os valores dos passos 4 e 10. Escolha o perfil adequado com base nos outros parâmetros como arrasto e coeficiente de momento de arfagem. Uma vasta base de dados pode ser encontrada para aerofólios NACA ou Eppler. No entanto, é possível projetar o próprio perfil ou verificar os valores para algum perfil que já existe, através do software gratuito “XFOIL”.

### 3.4.4 Incidência da Asa

A incidência da asa ( $i_w$ ) é definida como o ângulo formado entre a linha da corda do aerofólio na raiz e a linha de centro da fuselagem, como ilustra a Figura 28.

Figura 28 - Ângulo de incidência da asa

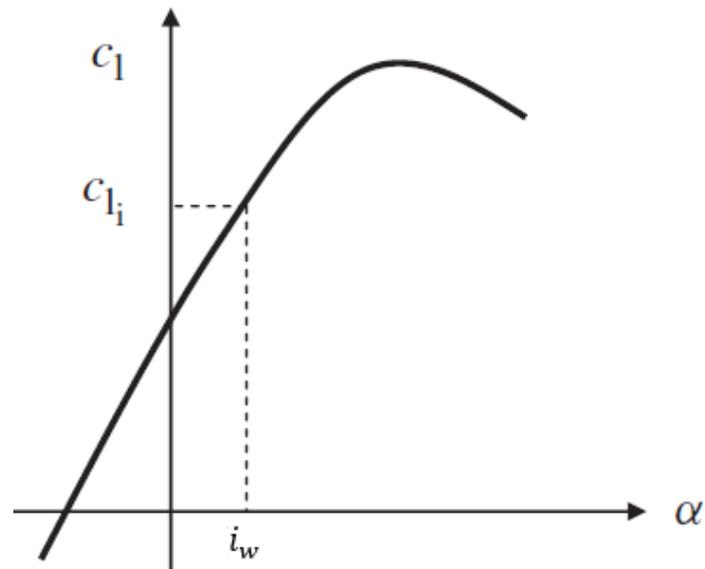


Fonte: (SADRAEY, 2013)

No momento em que o coeficiente de sustentação ideal ( $C_{li}$ ) for determinado pode-se encontrar o valor do ângulo de incidência da asa ( $i_w$ ), como mostra o gráfico na Figura 29. A incidência pode ser utilizada para aumentar a sustentação da aeronave mesmo que esteja sem ângulo de ataque. Além disso com o ângulo de incidência busca-se diminuir o arrasto gerado pela fuselagem em voo de cruzeiro.

Valores comuns para o ângulo de incidência da asa estão entre  $0^\circ$  e  $4^\circ$  para a maioria das aeronaves. Na aviação geral esse valor está entre  $2^\circ$  e  $4^\circ$ . Na categoria de jatos de transporte o valor varia entre  $3^\circ$  e  $5^\circ$ .

Figura 29 - Correspondência entre o ângulo de incidência da asa e o coeficiente de sustentação ideal



Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.4.5 Razão de Aspecto

A razão de aspecto ( $AR$ ) é definida como a razão entre a envergadura ( $b$ ) da asa e sua corda aerodinâmica média ( $\bar{C}$ ):

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad \text{Eq 3.52}$$

Para asas retangulares, essa relação pode ser reescrita como:

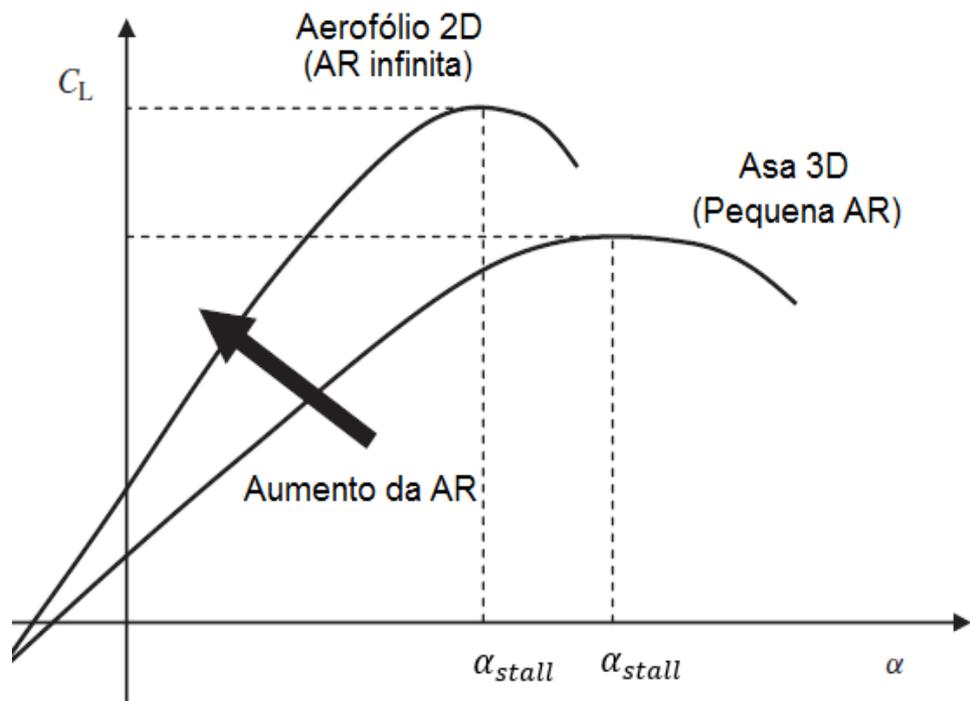
$$AR = \frac{b}{\bar{C}} \quad \text{Eq 3.53}$$

Não existe um valor ideal para a razão de aspecto, teoricamente, ela pode assumir qualquer valor. No entanto, esse parâmetro influencia o desempenho, estabilidade, controle e manufatura da aeronave da seguinte maneira:

- Do ponto de vista aerodinâmico, conforme a razão de aspecto aumenta (asa com maior envergadura), as características aerodinâmicas de uma asa

tridimensional ( $C_{L\alpha}$ ,  $\alpha_0$ ,  $\alpha_{stall}$ ,  $C_{Lmax}$  e  $C_{Dmin}$ ) aproximam-se das características do seu perfil de aerofólio bidimensional ( $C_{l\alpha}$ ,  $\alpha_0$ ,  $\alpha_{stall}$ ,  $C_{lmax}$  e  $C_{dmin}$ ). Isso ocorre devido a diminuição da influência dos vórtices de ponta de asa. O efeito da razão de aspecto no coeficiente de sustentação mostrado na Figura 30. O aumento da razão de aspecto proporciona aumento no valor da relação entre sustentação e arrasto ( $L/D$ ). Esse é um dos motivos dos aviões planadores possuírem longas asas e com alto valor de AR.

Figura 30 - Efeito da razão de aspecto no coeficiente de sustentação



Fonte: (SADRAEY, 2013)

É possível notar que o aumento na razão de aspecto proporciona coeficiente de sustentação maior, no entanto, o ângulo de estol ( $\alpha_{stall}$ ) é menor. Por essa razão o estabilizador horizontal deve possuir AR menor que a razão de aspecto da asa. Isso fará com que a asa entre em estol antes do estabilizador horizontal permitindo recuperar a condição de voo normal com segurança. Pelo mesmo motivo, os *canards* devem possuir AR maior que a razão de aspecto da asa, garantindo que o *canard* entre em estol antes da asa;

- Conforme a razão de aspecto aumenta a asa aumenta seu peso estrutural. Na medida em que a asa aumenta seu comprimento, o momento fletor também

aumenta, portanto, a raiz da asa deve ser mais resistente, gerando aumento do peso e do custo. Nesse sentido valores baixos de AR são desejados;

- O aumento da AR também aumenta o momento de inércia sobre o eixo x (de acordo com Figura 53). Isso diminuirá a manobrabilidade de rolagem da aeronave, pois levará mais tempo para realizar a manobra.

A escolha do valor da razão de aspecto deve ser feita com base nos requisitos do projeto. No entanto, alguns valores típicos de razão de aspecto de acordo com a categoria da aeronave são mostrados na Tabela 9.

Tabela 9 - Valores típicos de razão de aspecto por categoria de aeronave

Categoria da Aeronave	Razão de Aspecto (AR)
Planador	20-40
Aviação geral	5-9
Transporte de alta velocidade ( $M \sim 1$ )	6-9
Transporte de baixa velocidade ( $M < 1$ )	8-12
Caça supersônico	2-4

Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.4.6 Razão de Afilamento

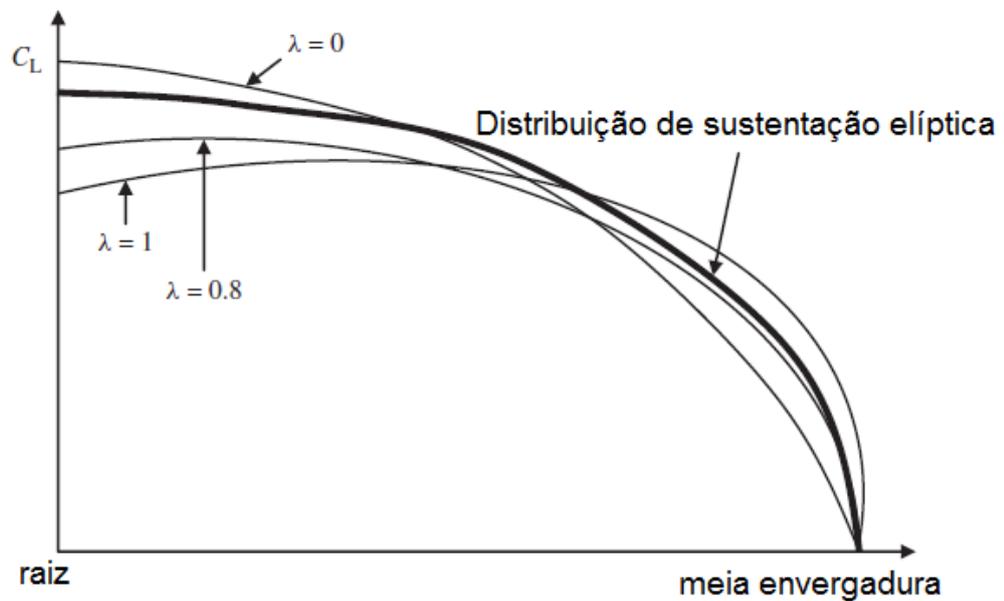
A razão de afilamento ( $\lambda$ ) é definida como a razão entre a corda na ponta ( $C_t$ ) e a corda na raiz ( $C_r$ ):

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad \text{Eq 3.54}$$

O conceito da razão de afilamento é aplicado tanto para asa como para os estabilizadores horizontal e vertical. De maneira geral, a razão de afilamento varia entre zero e um. Sendo 1 para geometrias retangulares e 0 para geometrias triangulares. Resumidamente, os efeitos do afilamento são:

- O afilamento na asa altera a distribuição de sustentação, como ilustra a Figura 31. A distribuição de sustentação na forma elíptica, geralmente, é desejada. Nesse sentido, afilar a asa é benéfico.

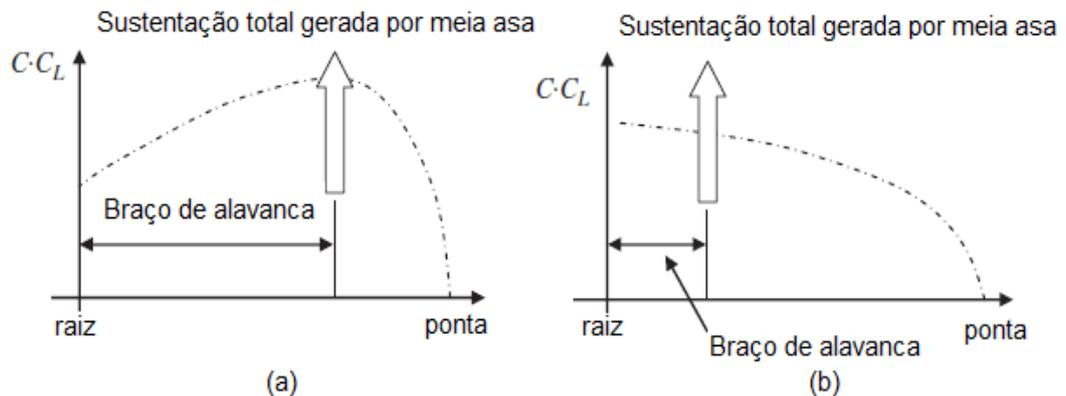
Figura 31 - Influência do afilamento na distribuição de sustentação



Fonte: (SADRAEY, 2013)

- O afilamento da asa aumenta o custo de sua manufatura, uma vez que as nervuras (reforços) deverão possuir diferentes geometrias. No sentido de custo, o afilamento não é desejado;
- O momento fletor na raiz da asa é função da distribuição de carregamento, se o carregamento estiver concentrado próximo à raiz, então o momento fletor será menor do que com carregamento concentrado próximo a raiz da asa. Isso ocorre porque o quando o carregamento está próximo à raiz seu braço de alavanca é menor, como mostra a Figura 32.

Figura 32 - Distribuição de carga em meia asa: (a) não elíptica (carregamento total está distante da raiz); (b) elíptica (carregamento total está próximo da raiz)



O afilamento aproxima a distribuição para a forma elíptica, portanto, o momento fletor na raiz é menor, e com isso a estrutura da asa pode ser mais leve.

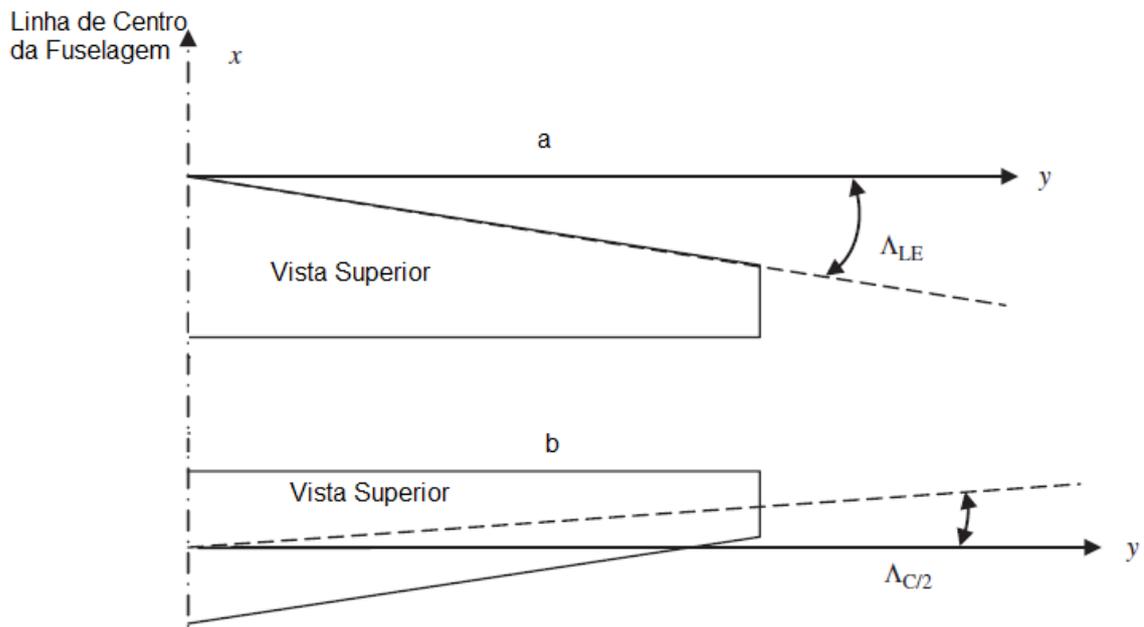
- Pelo mesmo motivo citado acima, o momento de inercia de massa da asa em relação ao eixo x (de acordo com Figura 53) irá diminuir, conseqüentemente melhorando o controle lateral da aeronave. Nesse sentido o afilamento é desejado.

A razão de afilamento de uma aeronave convencional é um compromisso entre os requisitos conflitantes: aerodinâmica, estrutura, estabilidade, custo e manufatura. A primeira estimativa da razão de afilamento é determinada pela distribuição de sustentação. O valor exato da melhor razão de afilamento só pode ser encontrado com cálculos mais detalhados sobre todos os aspectos da aeronave: desempenho, custo, estabilidade, controle e manufatura.

### 3.4.7 Ângulo de Enflechamento

O ângulo de enflechamento é definido como o ângulo formado entre uma porcentagem da linha da corda e o eixo y (de acordo com Figura 53). Por exemplo, a Figura 33a mostra o ângulo de enflechamento do bordo de ataque ( $\Lambda_{LE}$ ), na Figura 33b é mostrado o enflechamento a 50% da corda ( $\Lambda_{C/2}$ ).

Figura 33 - Ângulo de Enflechamento: (a) enflechamento do bordo de ataque; (b) enflechamento a 50% da corda

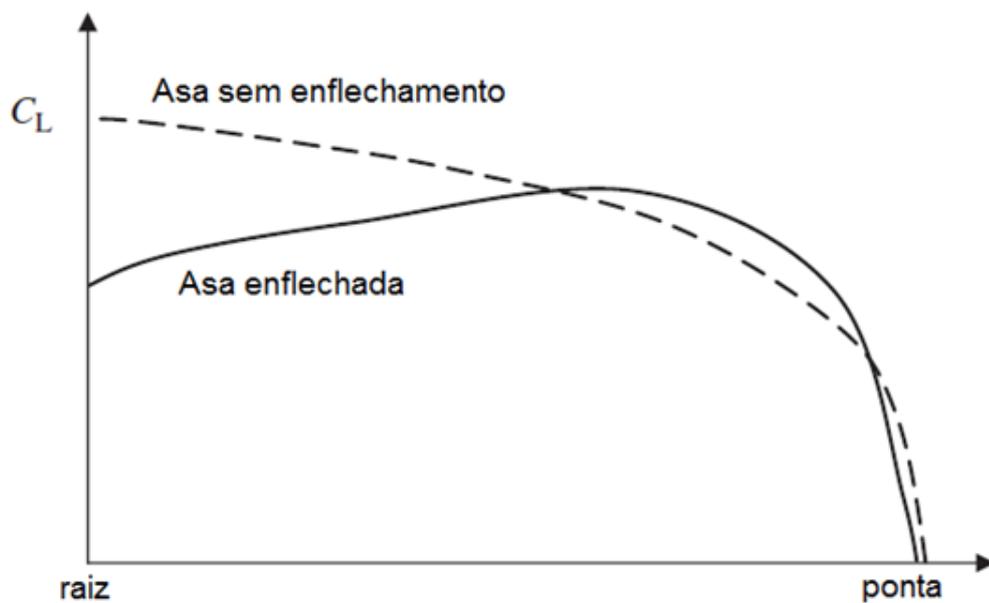


Fonte: (SADRAEY, 2013)

O enflechamento influencia algumas características, tais como:

- Alteração da distribuição de sustentação, conforme mostrado na Figura 34

Figura 34 - Efeito do enflechamento na sustentação



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Conforme o ângulo de enflechamento aumenta, o fator de eficiência de Oswald ( $e$ ) diminui. Esse parâmetro para uma asa reta e asa enflechada é calculado, através das equações 3.55 e 3.56, respectivamente:

$$e = 1.78 \cdot (1 - 0.045 \cdot AR^{0.68}) - 0.64 \quad \text{Asa Reta} \quad \text{Eq 3.55}$$

$$e = 4.61 \cdot (1 - 0.045 \cdot AR^{0.68}) \cdot [\cos(\Lambda_{LE})]^{0.15} - 3.1 \quad \text{Asa Enflechada} \quad \text{Eq 3.56}$$

A equação 3.56 é válida somente quando o enflechamento é maior que  $30^\circ$  e a razão de aspecto maior que 6. Quando o fator de eficiência de Oswald é igual 1, então a distribuição é elíptica.

- Uma asa enflechada produz momento de rolagem negativo devido a diferença nos componentes de velocidade normais em relação ao bordo de ataque seções de asa esquerda e direita. Isso torna o efeito diedro ( $C_{l\beta}$ ) mais negativo. Por isso, uma asa enflechada pode não precisar de um diedro ou anedro para satisfazer requisitos de estabilidade latero-direcional. Assim, o ângulo de enflechamento tende a reforçar o efeito diedro. No entanto, efeito diedro ( $C_{l\beta}$ ) mais negativo torna uma aeronave mais estável em modo espiral e, ao mesmo tempo, a taxa de amortecimento da rolagem holandesa tende a diminuir. Isso representa dois pontos conflitantes e a influência de cada um deve ser mensurada.
- O enflechamento reduz a envergadura efetiva da asa, quando comparada com a asa sem enflechamento, isso resulta em uma asa com menor momento de inércia em relação ao eixo x (eixo longitudinal) e, portanto, melhor controle lateral da aeronave. Ângulos de enflechamento elevados permitem melhor manobrabilidade.

Determinação do ângulo de enflechamento: devido as várias influências, negativas e positivas, em diferentes parâmetros da aeronave, o melhor ângulo de enflechamento só pode ser obtido ao longo de iterações no projeto, ponderando sua influência sobre cada parâmetro. No entanto, para primeira aproximação podem ser adotadas as seguintes orientações:

Aeronave de baixa velocidade: Se a velocidade máxima da aeronave é menor que Mach 0.3 (o limite para não considerar efeitos de compressibilidade), não é recomendado utilizar asas enflechadas, uma vez que as desvantagens seriam maiores que os efeitos positivos.

Aeronave de alta velocidade: Um valor inicial pode ser estimado através de comparação com aeronaves de velocidade de cruzeiro semelhantes. O valor final será encontrado após várias iterações e cálculos de aerodinâmica, desempenho, estabilidade, manufatura, estrutura e custos. A Tabela 10 mostra os ângulos de enflechamento para várias aeronaves. Nota-se que com o aumento da velocidade o enflechamento também aumenta.

Tabela 10 - Ângulo de enflechamento para algumas aeronaves

Aeronave	Velocidade máxima	$\Lambda_{LE}$ (°)
Cessna 172	121knot	0
Tucano	247knot	4
ATR 42	265knot	3° 6'
Beech Starship	Mach 0.78	20
Gulfstream V	Mach 0.9	27
Boeing 777	Mach 0.87	31.6
Boeing 747	Mach 0.92	37° 30'
F-16	Mach > 2	40
Su-34	Mach 2.35	42

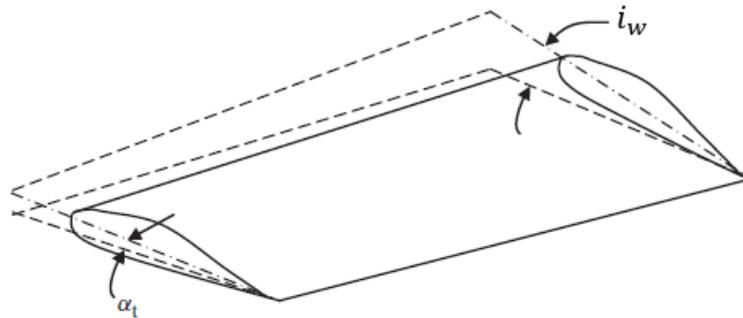
Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.4.8 Ângulo de Torção

Se a ponta da asa possui incidência menor que a raiz, diz-se que a asa possui torção negativa, ou simplesmente torção ( $\alpha_t$ ). Por outro lado, se a ponta possui incidência maior que a raiz, diz-se que a asa possui torção positiva. A torção geralmente é negativa, ou seja, o ângulo de ataque da ponta da asa é menor que o ângulo de ataque da raiz, como mostrado na

Figura 35. Quando o ângulo de ataque da raiz e da ponta são diferentes, diz-se que a asa possui torção geométrica.

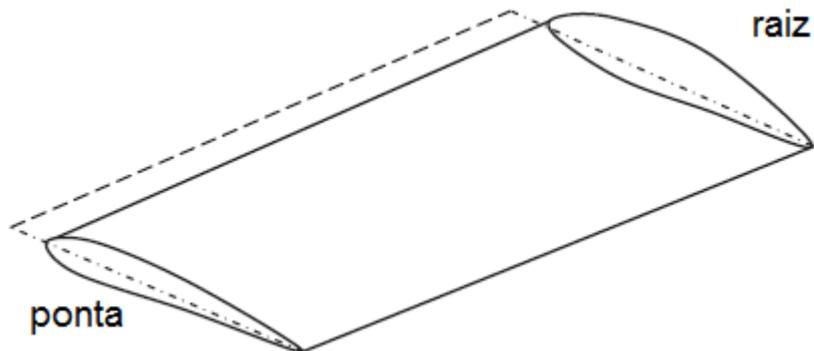
Figura 35 - Torção Geométrica



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Muitas aeronaves modernas possuem perfis de aerofólio diferentes ao longo da envergadura da asa, nesse caso diz-se que a asa possui torção aerodinâmica, como mostrado na Figura 36.

Figura 36 - Torção aerodinâmica



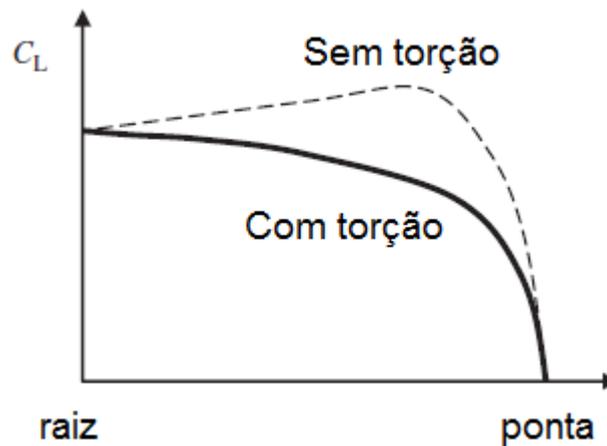
Fonte: (SADRAEY, 2013)

Ambas as torções possuem vantagens e desvantagens e cabe ao projetista tomar a decisão de utilizar ou não essas torções. Na prática, a aplicação da torção aerodinâmica é mais conveniente do que a geométrica, uma vez que apesar de possuir perfis de aerofólios diferentes, a incidência é constante. A dificuldade da implementação da torção geométrica, está na manufatura, onde cada seção da asa possui incidência única. No entanto, é possível aplicar

ambas as torções na mesma asa, se a situação for adequada (Cessna 208, Lockheed C-130 Hercules, entre outros).

A aplicação de torção se deve principalmente a dois objetivos: evitar o estol da ponta de asa antes do estol da raiz e modificar a curva de sustentação para uma distribuição elíptica. Em contrapartida a esses benefícios, a torção negativa na asa provoca a diminuição da sustentação, como ilustra a Figura 37.

Figura 37 - Efeito da torção na distribuição de sustentação



Fonte: (SADRAEY, 2013)

O critério e o limite para torção na asa é tal que o ângulo de torção não deve ser tão grande a ponto de gerar sustentação negativa. Como cada seção possui diferentes coeficientes de sustentação a zero ângulo de ataque ( $\alpha_0$ ), o critério é dado por:

$$|\alpha_t| + i_w \geq |\alpha_0| \quad \text{Eq 3.57}$$

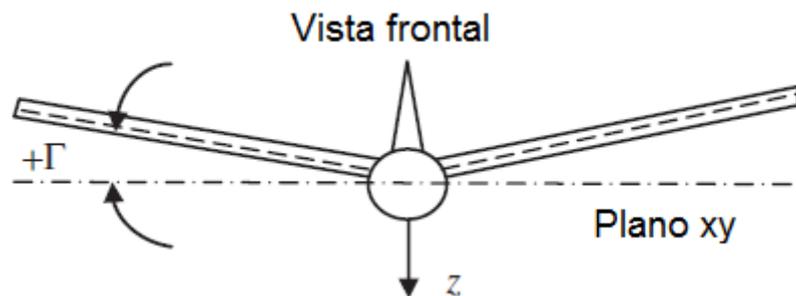
Quando uma porção da asa gera sustentação negativa, toda a distribuição de sustentação é decrescida, isso deve ser evitado no processo de determinação do ângulo de torção.

Valores típicos de torção geométrica estão entre  $-1^\circ$  e  $-4^\circ$ . O valor exato da torção deve ser determinado tal que a ponta entre em estol depois da raiz da asa, além disso buscando-se a distribuição de sustentação elíptica.

### 3.4.9 Ângulo de Diedro

O ângulo formado entre o plano da asa (plano imaginário que une todas as linhas de corda ao longo da envergadura) e o plano xy, é definido como diedro da asa ( $\Gamma$ ). Se a ponta da asa estiver acima do plano xy, diz-se que a asa possui diedro positivo, ou simplesmente, diedro, como mostra a Figura 38.

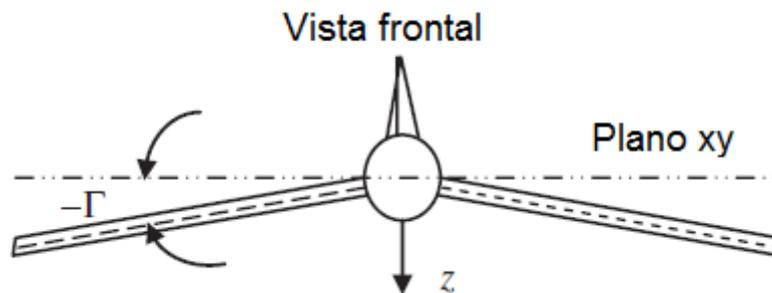
Figura 38 - Diedro



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Se a ponta da asa estiver abaixo do plano xy, diz-se que a asa possui diedro negativo, ou simplesmente, anedro, como mostra a Figura 39.

Figura 39 - Anedro



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Um dos principais motivos para utilizar diedro nas asas é melhorar a estabilidade lateral da aeronave. A estabilidade lateral é a tendência da aeronave retornar a condição de asas niveladas originalmente, após uma rajada de vento ou rolagem sobre o eixo x. Uma aeronave de transporte de carga, geralmente possui asa alta para melhorar a eficiência entre carregamento e descarregamento, no entanto, asa alta contribui muito para a estabilidade lateral, o que significa que a aeronave é mais estável lateralmente do que o necessário (maior estabilidade

lateral representa menor controle de rolagem), ou seja, é necessário diminuir sua estabilidade lateral e isso pode ser feito adicionando um diedro negativo (anedro) na asa. Essa decisão não altera os requisitos de carga e descarga, mas melhor o controle de rolagem. O balanço entre estabilidade lateral e controle de rolagem é o principal critério para determinar o ângulo de diedro.

Quando diedro positivo é aplicado, a área efetiva da asa ( $S_{eff}$ ) é reduzida, no caso em que a referência da área for a área projetada. Isso reduz a sustentação gerada quando comparada com a mesma asa sem diedro. Portanto, o ângulo de diedro, caso seja necessário, deve ser o menor possível, para minimizar a perda de sustentação. A área efetiva da asa em função do ângulo de diedro é dada por:

$$S_{eff} = S_{ref} \cdot \cos(\Gamma) \quad Eq\ 3.58$$

A Tabela 11 apresenta valores do ângulo de diedro para várias aeronaves em função da posição vertical das asas.

Tabela 11 - Ângulo de diedro para algumas aeronaves

Aeronave	Posição da Asa	Ângulo de Diedro ( $\Gamma$ )
Cessna 750 Citation X	Asa baixa	6°
Boeing 747	Asa baixa	7°
Airbus 310	Asa baixa	11° 8'
F-16	Asa média	0°
MIG-29	Asa média	-2°
Kawasaki T-4	Asa alta	-7°
Cessna 208	Asa alta	3°
Fokker 50	Asa alta	3.5°
Antonov An-74	Asa parasol	-10°

Fonte: (SADRAEY, 2013)

O valor final do diedro só pode ser determinado após análise de estabilidade da aeronave. No entanto, como primeira estimativa, a Tabela 12 pode ser adotada.

Tabela 12 - Valores comuns de diedro em função da configuração da asa

Asa	Asa baixa	Asa média	Asa alta	Asa parasol
Sem enflechamento	5° a 10°	3° a 6°	-4° a -10°	-5° a -12°
Enflechada, aeronave de baixa velocidade ( $M \ll 1$ )	2° a 5°	-3° a +3	-3° a -6°	-4° a -8°
Enflechada, aeronave de alta velocidade ( $M \sim 1$ )	3° a 8°	-4° a +2°	-5° a -10°	-6° a -12°

Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.4.10 Superfícies de hiper-sustentação

#### 3.4.10.1 Funções das Superfícies de hiper-sustentação

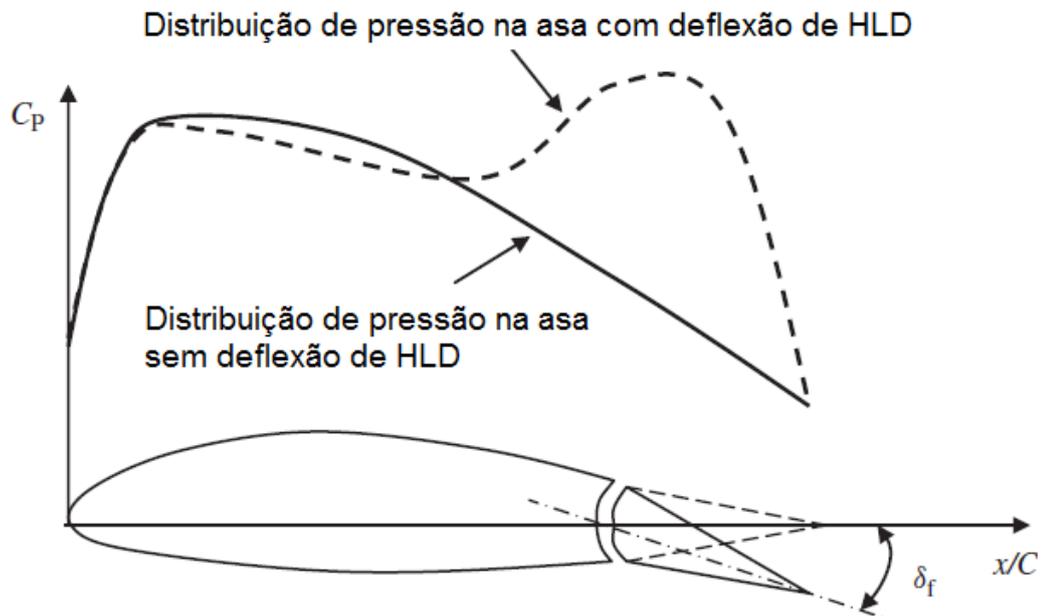
Em voo nivelado de cruzeiro, a sustentação é igual ao peso. Quando a aeronave gera seu coeficiente de sustentação máxima ( $C_{L_{max}}$ ), a velocidade refere-se à velocidade de estol:

$$L = W \rightarrow \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{stall}^2 \cdot S \cdot C_{L_{max}} = m \cdot g \quad Eq 3.59$$

Dois grandes objetivos do projeto são: maximizar a carga paga e minimizar a velocidade de estol ( $V_{stall}$ ). A Equação 3.59 indica que aumentar  $C_{L_{max}}$  tende a aumentar a carga paga e diminuir a velocidade de estol. A menor velocidade de estol é requerida uma vez que isso proporciona decolagens e aterrissagens com maior segurança. Enquanto que maior carga paga tende a aumentar o faturamento. Portanto, durante o projeto da asa é necessário encontrar o maior valor possível de  $C_{L_{max}}$ .

As superfícies de hiper-sustentação (HLD) variam o coeficiente de sustentação somente quando são acionadas, geralmente, durante decolagem e aterrissagem, que são as fases onde a condição de voo é próxima a velocidade de estol. Ao acionar essas superfícies o *camber* da asa aumenta, alterando a distribuição de pressão e aumentando a sustentação. A alteração no coeficiente de pressão ( $C_p$ ) em função da deflexão de uma superfície de hiper-sustentação é vista na Figura 40. HLD são utilizadas para obter o incremento necessário no coeficiente de sustentação durante as fases críticas do voo.

Figura 40 - Efeito da deflexão de HLD na distribuição de pressão.



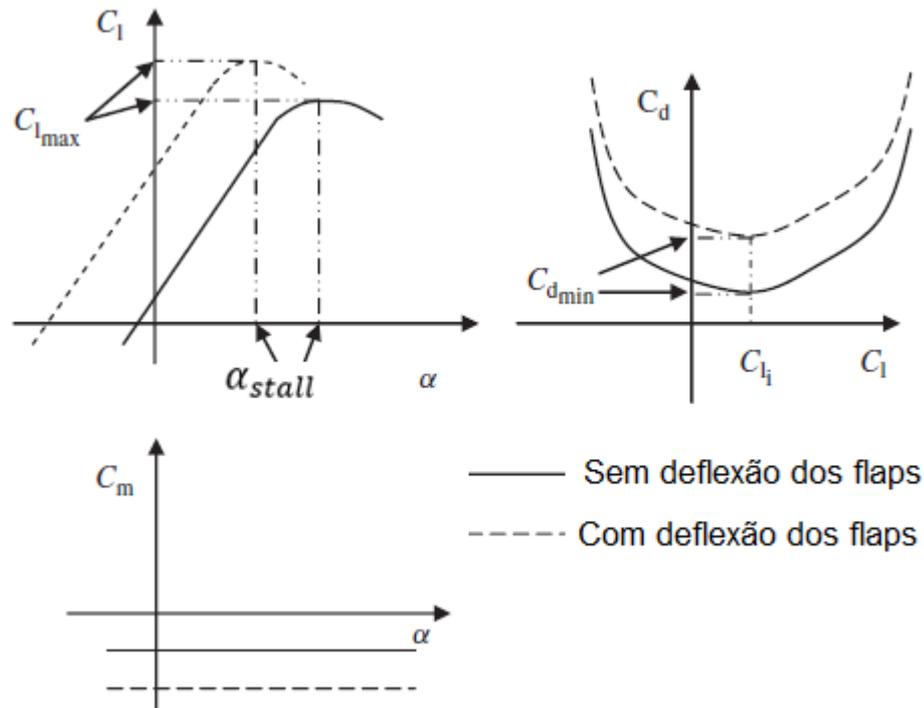
Fonte: (SADRAEY, 2013)

Em relação ao perfil de aerofólio, a deflexão da HLD tende a causar as seguintes mudanças nas características do perfil:

- i. Aumento do coeficiente de sustentação;
- ii. Aumento do coeficiente de sustentação máxima ( $C_{L_{max}}$ );
- iii. Alteração da sustentação em zero ângulo de ataque;
- iv. Alteração do ângulo de estol;
- v. Alteração do coeficiente de momento de arfagem;
- vi. Aumento do coeficiente de arrasto ( $C_D$ );

A utilização de HLD proporciona efeitos positivos (itens i e ii), assim como, efeitos negativos (itens iii, iv, v e vi). Todos esses efeitos são mostrados na Figura 41. Ainda assim, as vantagens na utilização de HLD são superiores às desvantagens.

Figura 41 - Efeitos do uso da HLD no aerofólio



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Se o valor original de  $C_{L_{max}}$  não for grande o suficiente para decolagem e aterrissagem seguras, ele pode ser aumentado temporariamente com a utilização das HLD. Tabela 13 mostra a diferença nesse coeficiente entre as fases de voo para algumas aeronaves.

Tabela 13 - Coeficiente de sustentação máximo de decolagem e aterrissagem para algumas aeronaves

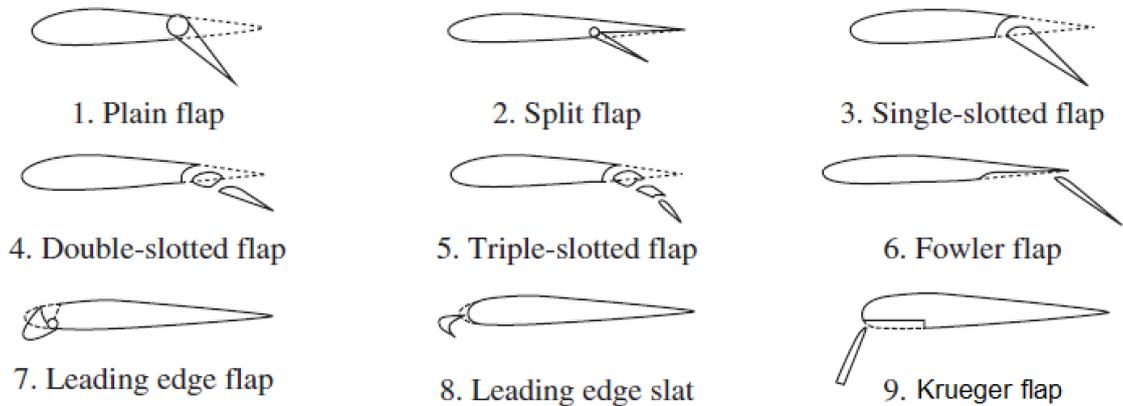
$C_{L_{max}}$	Cessna 172	DC-9	Boeing 727	Airbus 300
Decolagem	1.5	1.9	2.35	2.7
Aterrissagem	2.1	2.4	2.75	3.0

Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.4.10.2 Classificação das Superfícies de hiper-sustentação

As superfícies de hiper-sustentação podem ser divididas de acordo com o local onde são instaladas: HLD no bordo de ataque, HLD no bordo de fuga. As HLD de bordo de fuga mais conhecidas são: *plain flap*, *split flap*, *single-slotted flap*, *double-slotted flap*, *triple-slotted flap*, *Fowler-flap*. As HLD de bordo de ataque mais conhecidas são: *leading edge flap*, *leading edge slat*, *Krueger flap*. Todos os modelos são mostrados na Figura 42.

Figura 42 - Modelos de HLD



Fonte: (SADRAEY,2013)

Cada modelo possui sua especificidade, no entanto, a contribuição no coeficiente de sustentação, para cada modelo é apresentada na Tabela 14. A corda do aerofólio é representada por  $C_f$ .

Tabela 14 - Incremento do coeficiente de sustentação para os modelos mais comuns de HLD

Modelo de HLD	$\Delta C_L$
<i>Plain flap</i>	0.7-0.9
<i>Slip flap</i>	0.7-0.9
<i>Fowler flap</i>	1-1.3
<i>Single-slotted flap</i>	1.3 $C_f/C$
<i>Double-slotted flap</i>	1.6 $C_f/C$
<i>Triple-slotted flap</i>	1.9 $C_f/C$
<i>Leading edge flap</i>	0.2-0.3
<i>Leading edge slat</i>	0.3-0.4
<i>Krueger flap</i>	0.3-0.4

Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.4.10.3 Projeto das superfícies de hiper-sustentação

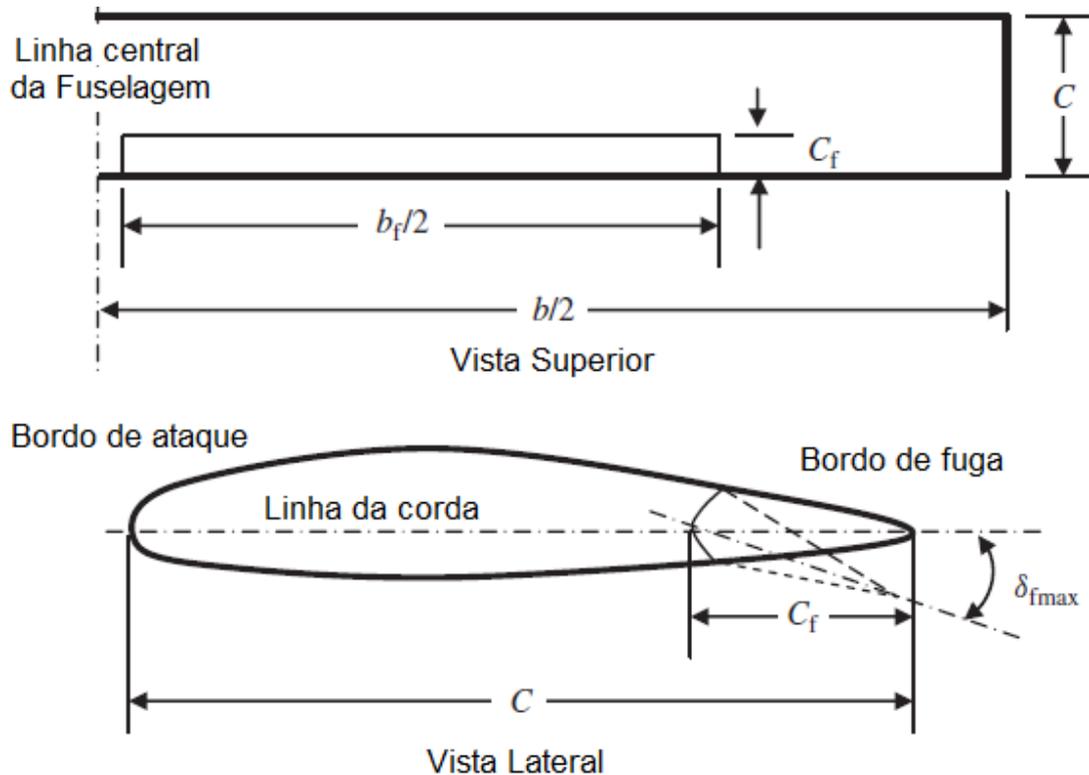
Durante o projeto da HLD, os seguintes parâmetros necessitam ser determinados:

- Localização da HLD ao longo da envergadura;
- Modelo da HLD;
- Corda da HLD ( $C_f$ );
- Envergadura da HLD ( $b_f$ );

- Máxima deflexão ( $\delta_{f_{max}}$ );

Os parâmetros da HLD são mostrados na Figura 43

Figura 43 - Parâmetros da HLD



Fonte: (SADRAEY, 2013)

#### 3.4.10.3.1 Localização da HLD

A melhor localização para a superfície de hiper-sustentação é próxima a raiz da asa. Isso se deve a dois fatores principais: menor momento fletor gerado na raiz da asa e possibilidade para o *aileron* possuir grande envergadura.

#### 3.4.10.3.2 Escolha do modelo da HLD

A escolha do modelo é afetada pelos requisitos de projeto: desempenho, custos, manufatura, segurança, controle. Portanto, o modelo ideal é aquele que melhor se adapta aos principais requisitos do projeto. Por exemplo, para um avião de construção amadora, o custo

tende a ser mais importante que desempenho, então deve ser escolhido o modelo com baixo custo.

De maneira geral pode-se dizer que:

- Um HLD mais eficaz (maior  $\Delta C_L$ ) tende a ser mais caro;
- Um HLD mais eficaz (maior  $\Delta C_L$ ) tende a possuir manufatura mais complexa;
- Um HLD mais eficaz (maior  $\Delta C_L$ ) tende a ser mais pesado;
- Um HLD mais eficaz (maior  $\Delta C_L$ ) resulta em menor área de asa;
- Um HLD mais eficaz (maior  $\Delta C_L$ ) resulta em menor velocidade de estol, consequentemente, pouso e decolagem mais seguros.

#### 3.4.10.3.3 Envergadura da HLD

A extensão da superfície de hiper-sustentação depende da quantidade de envergadura necessária para o *aileron*. Geralmente, os aviões de baixa velocidade, da categoria aviação geral, utilizam 30% da semi envergadura total para o aileron. Isso significa que os flaps podem começar ao lado da fuselagem e ir até 70% da semi envergadura. A envergadura da HLD é comumente representada como função da envergadura da asa, ou seja,  $b_f/b$ . O valor exato deve ser determinado através do incremento de sustentação devido a sua envergadura ( $b_f$ ). Isso, pode ser feito analiticamente, com a teoria da linha de sustentação ou através de softwares como XFLR5 e AVL. Para primeira abordagem pode ser usado 70% da envergadura da asa para a superfície de hiper-sustentação.

#### 3.4.10.3.4 Corda da HLD

A corda da HLD é comumente representada como função da corda da asa, ou seja,  $C_f/C$ . A deflexão da superfície de hiper-sustentação aumenta o arrasto, logo a corda não deve ser tão grande a ponto do arrasto anular os benefícios gerados pela HLD. Além disso, quanto maior a corda, maior a força necessária para sua deflexão. Seu valor exato deve ser determinado através do incremento de sustentação devido a sua corda ( $C_f$ ). Da mesma maneira para encontrar a melhor envergadura, a teoria da linha de sustentação ou softwares como XFOIL e

AVL podem ser utilizados para calcular esse incremento. No entanto, para um valor inicial recomenda-se utilizar 20% da corda da asa para a corda da HLD.

#### 3.4.10.3.5 Deflexão Máxima da HLD

O valor exato para a máxima deflexão da superfície de hiper-sustentação deve ser calculado através do incremento de sustentação gerado pela deflexão. Novamente, a teoria da linha de sustentação e os softwares XFOIL e AVL podem ser utilizados. É recomendado utilizar como valor inicial  $20^\circ$  de deflexão para decolagem e  $50^\circ$  para aterrissagem.

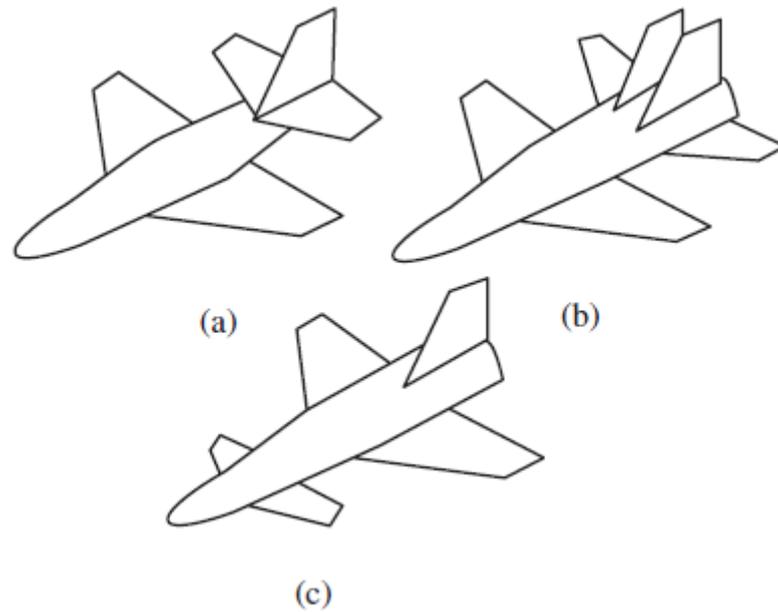
### 3.5 Configuração da Empenagem

A empenagem é o conjunto do estabilizador vertical (empena vertical) e estabilizador horizontal (empena horizontal). A empenagem também pode ser referida como cauda. O primeiro passo no projeto da cauda é a seleção de sua configuração. Essa escolha não deriva de cálculos matemáticos, mas sim de uma decisão de projeto embasada em parâmetros como: estabilidade longitudinal, direcional e lateral; manobrabilidade, manufatura, aeronavegabilidade, custo, etc. As configurações de empenagem mais comuns são:

- Cauda horizontal traseira e uma cauda vertical;
- Cauda horizontal traseira e duas caudas verticais;
- *Canard* e uma cauda vertical;

Essas configurações são ilustradas na Figura 44. A cauda horizontal traseira ainda possui diversas configurações próprias.

Figura 44 - Configurações de empenagens mais comuns: (a) Cauda horizontal traseira e uma cauda vertical; (b) Cauda horizontal traseira e duas caudas verticais; (c) Canard e uma cauda vertical

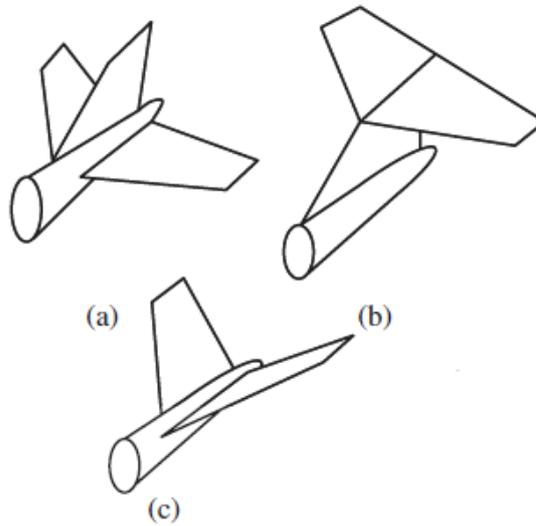


Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.5.1 Configuração da Empenagem Horizontal Traseira

A cauda horizontal (HT) localizada na parte traseira possui diversas configurações possíveis que podem satisfazer os requisitos do projeto da empenagem. Cada uma delas com suas vantagens e desvantagens, novamente a escolha da configuração ideal não provém de cálculos matemáticos, mas sim de uma avaliação dos requisitos de projeto. Algumas configurações típicas são: cauda convencional, cauda-T, cauda-V. Essas configurações são ilustradas na Figura 45.

Figura 45 - Algumas configurações típicas de cauda horizontal traseira. (a) Convencional; (b) Cauda-T; (c) Cauda-V



Fonte: (SADRAEY, 2013)

#### 3.5.1.1 Cauda Convencional

A cauda convencional é a configuração mais simples e a mais conveniente para executar todas as funções da cauda (trimagem, estabilidade, e controle). Esta configuração inclui uma cauda horizontal (duas seções: esquerda e direita) localizada na parte traseira da fuselagem e uma cauda vertical (uma seção) localizada em cima da parte traseira fuselagem. A cauda horizontal é empregada principalmente para satisfazer longitudinalmente a trimagem e os requisitos de estabilidade, enquanto a cauda vertical é usada principalmente para satisfazer direcionalmente a trimagem e os requisitos de estabilidade.

#### 3.5.1.2 Cauda-T

A principal vantagem da configuração de cauda-T é que a empenagem permanece fora da região influenciada pela asa e pelos gases de saída do motor. Isso permite maior eficiência da cauda horizontal, permitindo que seja necessário menor área dessa empena. No entanto, o momento fletor gerado pela cauda horizontal é transmitido através da cauda vertical. Dessa maneira, é necessário que a estrutura da cauda vertical seja mais resistente, tornando-a mais pesada.

### 3.5.1.3 Cauda-V

Quando o objetivo principal do projeto das empenas é diminuir a área total da cauda, a configuração de cauda-V é uma boa opção. Duas seções atuam como ambas caudas horizontal e vertical. Devido ao ângulo de cada seção, a sustentação é decomposta em duas componentes: uma na direção  $y$  e outra na direção  $z$ . A cauda-V pode desempenhar a trimagem longitudinal e direcional de forma satisfatória, mas possui deficiências para manter a estabilidade longitudinal e direcional da aeronave. Além disso, essa configuração é mais suscetível às tendências de rolagem holandesa do que uma cauda convencional, e a redução total no arrasto é mínima.

## 3.5.2 Área da Geometria da Cauda Horizontal

### 3.5.2.1 Coeficiente de volume de cauda horizontal

O parâmetro que relaciona a geometria da asa com a geometria da cauda horizontal é chamado de coeficiente de volume de cauda horizontal, representado por  $\bar{V}_{HT}$ . É calculado através da equação:

$$\bar{V}_{HT} = \frac{l \cdot S_{HT}}{\bar{C} \cdot S} \quad \text{Eq 3.60}$$

Onde,  $l$  representa a distância entre o centro aerodinâmico da asa/fuselagem e o centro aerodinâmico da cauda horizontal (Figura 46),  $S_{HT}$  a área da cauda horizontal,  $\bar{C}$  a corda média da asa e  $S$  representa a área da asa. o centro aerodinâmico asa/fuselagem é o centro aerodinâmico da asa com contribuição da fuselagem. Para aeronaves convencionais a contribuição da fuselagem é aproximadamente  $\pm 5\% \bar{C}$ . Como o centro aerodinâmico da asa localiza-se, geralmente, aproximadamente a  $25\% \bar{C}$  então o centro aerodinâmico asa/fuselagem está entre  $20\% \bar{C}$  e  $30\% \bar{C}$ .

O coeficiente de volume de cauda horizontal é um indicador da qualidade de voo para estabilidade longitudinal e controle longitudinal. Conforme  $\bar{V}_{HT}$  aumenta, a aeronave tende a ser mais estável longitudinalmente e, portanto, com menor controle longitudinal. Os valores típicos desse coeficiente para algumas categorias de aeronaves, são mostrados na Tabela 15.

Tabela 15 - Valores típicos para  $\bar{V}_{HT}$ 

Categoria da Aeronave	$\bar{V}_{HT}$
Caça	0.4
Agrícola	0.5
Aviação geral 1 motor à hélice	0.7
Aviação geral 2 motores à hélice	0.8
Jato de transporte	1.1

Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.5.2.2 Braço da cauda horizontal ideal

Um dos parâmetros da cauda que deve ser determinado durante o processo de projeto da cauda é o braço da cauda horizontal ( $l_{HT}$ ), que é a distância entre o centro aerodinâmico da empena horizontal e o centro de gravidade da aeronave. Essa distância é o braço de momento da sustentação gerada na cauda horizontal. À medida que o braço da cauda é aumentado, a área da cauda deve ser diminuída, assim como, quando o braço da cauda é reduzido, a área da cauda deve ser aumentada. No projeto de aeronaves busca-se minimizar o arrasto e o peso, ou seja, busca-se pouca área molhada. Conforme o braço da cauda horizontal aumenta, a área molhada da fuselagem também aumenta, mas a área molhada da cauda horizontal diminui. Conforme o braço de cauda horizontal diminui, a área molhada da fuselagem também diminui, mas a área molhada da cauda horizontal aumenta. Por isso, busca-se determinar o melhor braço da cauda horizontal para minimizar o arrasto, ou seja, minimizar a área total molhada da parte traseira da aeronave.

Considerando que o arrasto de zero sustentação da aeronave é função apenas da sua área molhada, então se a área molhada total for minimizada, o arrasto de zero sustentação também será minimizado. Com isso deriva-se a equação para o braço de cauda horizontal ideal ( $l_{HT\ opt}$ ):

$$l_{HT\ opt} = K_c \cdot \sqrt{\frac{4 \cdot \bar{C} \cdot S \cdot \bar{V}_{HT}}{\pi \cdot D_f}} \quad \text{Eq 3.61}$$

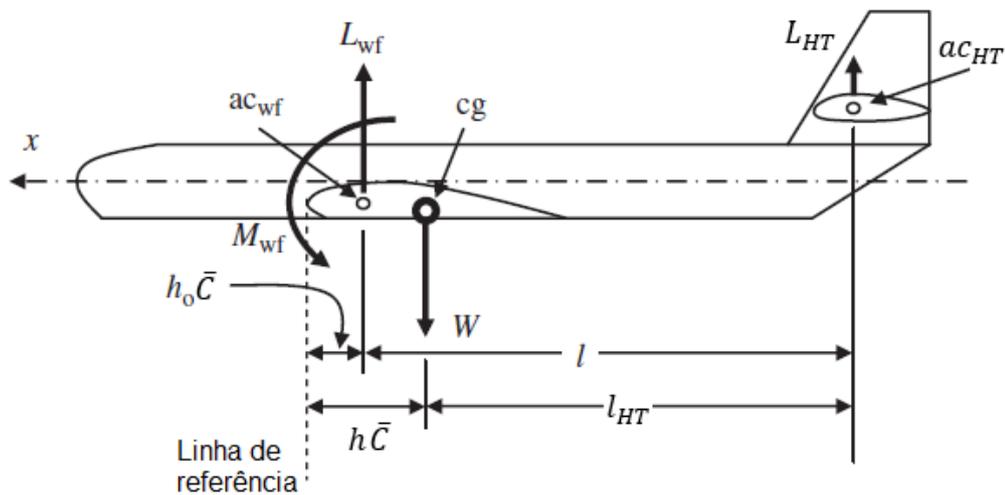
Onde,  $D_f$  representa o diâmetro máximo da fuselagem,  $K_c$  representa um fator de correção que varia entre 1 e 1.4 de acordo com a configuração da fuselagem.  $K_c = 1$  é utilizado quando a porção traseira da aeronave possui a forma cônica. À medida em que a geometria se

afasta da forma cônica esse fator é aumentado até 1.4. Após determinado o braço da cauda horizontal é possível encontrar a área da cauda, isolando-a na Equação 3.60.

### 3.5.2.3 Seleção do aerofólio da cauda horizontal

O primeiro passo para a seleção do aerofólio da cauda horizontal é encontrar a sustentação da cauda horizontal ( $L_{HT}$ ) para que a trimagem seja possível. A aeronave da Figura 46 é considerada para determinar as equações de trimagem.

Figura 46 - Forças na trimagem longitudinal



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Nessa aeronave a linha de empuxo do motor passa pelo cg. Desprezando o momento de arfagem da cauda horizontal, pode-se escrever a equação de trimagem:

$$\sum M_{cg} = 0 \rightarrow M_{wf} + L_{wf} \cdot (h \cdot \bar{C} - h_o \cdot \bar{C}) - L_{HT} \cdot l_{HT} = 0 \quad Eq 3.62$$

Onde,  $M_{wf}$  é o momento de arfagem gerado pela asa e fuselagem,  $h_o \cdot \bar{C}$  é a distância entre o centro aerodinâmico da asa/fuselagem até a linha de referência. A distância entre o cg e a linha de referência é dada por  $h \cdot \bar{C}$ .

Manipulando e reescrevendo a Equação 3.62 tem-se:

$$C_{m_{o\_wf}} + C_L \cdot (h - h_o) - \eta_{HT} \cdot \bar{V}_{HT} \cdot C_{L_{HT}} = 0 \quad Eq\ 3.63$$

Onde,  $C_{m_{o\_wf}}$  é o coeficiente de momento de arfagem gerado pela asa e fuselagem, é estimado através da seguinte equação:

$$C_{m_{o\_wf}} = C_{m_{af}} \cdot \frac{AR \cdot \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 \cdot \cos^2(\Lambda)} + 0.01 \cdot \alpha_t \quad Eq\ 3.64$$

Sendo  $C_{m_{af}}$  o coeficiente de momento de arfagem do aerofólio da asa, AR a razão de aspecto da asa,  $\Lambda$  e  $\alpha_t$  os ângulos de enflechamento e torção da asa (em graus), respectivamente.

Na Equação 3.63,  $C_L$  é o coeficiente de sustentação da aeronave em voo de cruzeiro, determinado através da seguinte equação:

$$C_L = \frac{2 \cdot W_m}{\rho_C \cdot V_C^2 \cdot S} \quad Eq\ 3.65$$

Onde  $W_m$  é o peso médio da aeronave durante o cruzeiro,  $V_C$  a velocidade de cruzeiro e  $\rho_C$  a densidade do ar na altitude de cruzeiro.

Na equação 3.63,  $\eta_{HT}$  é a eficiência de cauda, para configuração de cauda convencional varia, geralmente, entre 0.85 e 0.95. Para a configuração de cauda-T,  $\eta_{HT} = 1$ . Esse parâmetro relaciona as pressões dinâmicas da cauda e da asa através da equação:

$$\eta_{HT} = \frac{q_{HT}}{q} = \frac{0.5 \cdot \rho \cdot V_{HT}^2}{0.5 \cdot \rho \cdot V^2} = \left( \frac{V_{HT}}{V} \right)^2 \quad Eq\ 3.66$$

Na equação 3.63,  $h_o$  representa a posição adimensional do centro aerodinâmico da asa/fuselagem em relação a corda média, ou seja,  $\frac{x_{ac_{wf}}}{\bar{c}}$ . Valores típicos de  $h_o$  estão entre 0.2 e 0.25, para a maioria das aeronaves. O parâmetro  $h$  representa a posição adimensional do centro de gravidade em relação a corda média, ou seja,  $\frac{x_{cg}}{\bar{c}}$ . Para determinar  $h$  a localização do cg deve

ser conhecida. No entanto, se no início do projeto sua posição ainda não foi encontrada pode-se utilizar dos valores adimensionais típicos para o limite do cg:

$$\Delta h = 0.1 \text{ até } 0.3 \quad \text{Eq 3.67}$$

Isso significa que o cg na posição mais a frente possível está em 10% da corda média da asa, e o cg na posição mais atrás possível está em 30% da corda média da asa. Portanto, é apropriado assumir que  $h = 0.2$  no início do projeto. Quando a posição real do cg for encontrada deve-se atualizar o projeto da cauda.

Com esses dados é possível encontrar o coeficiente de sustentação da cauda necessário para trimagem. Isolando-o na equação 3.63 tem-se:

$$C_{L_{HT}} = \frac{C_{m_{o_{wf}}} + C_L \cdot (h - h_o)}{\eta_{HT} \cdot \bar{V}_{HT}} \quad \text{Eq 3.68}$$

O aerofólio deve ser capaz de gerar a sustentação necessária com o mínimo arrasto e mínimo coeficiente de arfagem. Como o cg da aeronave move-se durante o voo de cruzeiro, a cauda deve ser capaz de gerar sustentação positiva ( $+L_{HT}$ ) em alguns momentos, e negativa ( $-L_{HT}$ ) em outros. Portanto, a cauda deve comportar-se de maneira similar tanto em ângulo de ataque positivo, como negativo. Devido a esse requisito a escolha de um perfil simétrico é adequada. Outro requisito importante a ser analisado para a escolha do aerofólio é que a cauda deve estar livre dos efeitos de compressibilidade, para isso o número de Mach crítico na cauda deve ser menor que o número de Mach crítico na asa. Logo, o perfil do aerofólio na cauda deve ser mais fino que o perfil da asa.

#### 3.5.2.4 Incidência da cauda horizontal

O ângulo incidência da cauda ( $i_{HT}$ ) é determinado para satisfazer os requisitos de trimagem quando nenhuma superfície de controle é aplicada. Utilizando a curva no gráfico  $C_L$  vs  $\alpha$  do perfil do aerofólio, é possível encontrar o ângulo que satisfaz o coeficiente de sustentação desejado ( $C_{L_{HT}}$ ) extraído da equação 3.68. Ou seja:

$$i_{HT} = \frac{C_{L_{HT}}}{C_{L_{\alpha_{HT}}}} \quad Eq 3.69$$

Deve-se aplicar a teoria da linha de sustentação, ou algum software de análise aerodinâmica (Xfoil, XFLR5, AVL), para verificar se o valor encontrado para  $i_{HT}$ , realmente gera a sustentação necessária ( $C_{L_{HT}}$ ). Em caso negativo, deve-se variar o ângulo ( $i_{HT}$ ) até que ele satisfaça  $C_{L_{HT}}$ . Como a cauda é um componente 3D, assim como a asa, a inclinação da sua curva de sustentação ( $C_{L_{\alpha_{HT}}}$ ) é calculada através da seguinte equação:

$$C_{L_{\alpha_{HT}}} = \frac{dC_{L_{HT}}}{d\alpha_{HT}} = \frac{C_{l_{\alpha_{HT}}}}{1 + \frac{C_{l_{\alpha_{HT}}}}{\pi \cdot AR_{HT}}} \quad Eq 3.70$$

Onde,  $C_{l_{\alpha_{HT}}}$  é a inclinação da curva de sustentação do perfil o aerofólio e  $AR_{HT}$  é a razão de aspecto da cauda definida como:

$$AR_{HT} = \frac{b_{HT}}{\bar{C}_{HT}} \quad Eq 3.71$$

Na equação 3.71,  $b_{HT}$  representa a envergadura da cauda e  $\bar{C}_{HT}$  a corda média da cauda. O valor inicial da razão de aspecto da cauda pode ser definido como 2/3 da razão de aspecto da asa:

$$AR_{HT} = \frac{2}{3} \cdot AR \quad Eq 3.72$$

Com a razão de aspecto da cauda e a inclinação da sua curva de sustentação é possível determinar seu ângulo de incidência ( $i_{HT}$ ) através da equação 3.69. No entanto, essa equação não considera o efeito de *downwash* da asa. O ângulo de ataque efetivo da cauda ( $\alpha_{HT}$ ), considerando esse efeito é calculado pela equação:

$$\alpha_{HT} = \alpha_f + i_{HT} - \varepsilon \quad Eq 3.73$$

Onde,  $\alpha_f$  é o ângulo de ataque da fuselagem, definido como o ângulo entre a linha de centro da fuselagem e a direção de voo da aeronave. O parâmetro  $\varepsilon$  é o downwash na cauda, calculado como:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha_w = \frac{2 \cdot C_{L_w}}{\pi \cdot AR} + \frac{2 \cdot C_{L_{\alpha_w}}}{\pi \cdot AR} \cdot \alpha_w \quad Eq 3.74$$

Na equação 3.74,  $\varepsilon_0$  representa o ângulo de *downwash* em ângulo de ataque zero, sua unidade é radianos. O parâmetro  $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$  representa a inclinação do *downwash*, sua unidade é *rad/rad*.

### 3.5.2.5 Razão de afilamento

O afilamento na cauda influencia a estabilidade e controle lateral da aeronave, eficiência de cauda, desempenho e posição do cg. As vantagens do afilamento são similares às das asas, porém em menor escala. O afilamento na cauda ( $\lambda_{HT}$ ) é definido como a razão entre a corda na ponta da cauda ( $C_{HT_t}$ ) e a corda na raiz da cauda ( $C_{HT_r}$ ):

$$\lambda_{HT} = \frac{C_{HT_t}}{C_{HT_r}} \quad Eq 3.75$$

A principal diferença para asa, é que a distribuição de sustentação elíptica não é necessária na cauda. O principal objetivo de utilizar o afilamento na cauda é diminuir o peso total da aeronave. O valor final do afilamento é determinado baseando-se em custo, desempenho, estabilidade e controle. No entanto, como primeira abordagem, pode-se utilizar valores típicos que estão entre 0.7 e 1 para categoria de aviação geral e entre 0.4 e 0.7 para aeronaves de transporte.

### 3.5.2.6 Ângulo de enflechamento da cauda horizontal

Os efeitos do ângulo de enflechamento da cauda horizontal ( $\Lambda_{HT}$ ) são similares aos efeitos do enflechamento na asa, porém em menor escala. O valor final do enflechamento deve

ser determinado embasando-se na estabilidade, controle, custo e desempenho. No entanto, como valor inicial, seleciona-se o mesmo ângulo de enflechamento da asa.

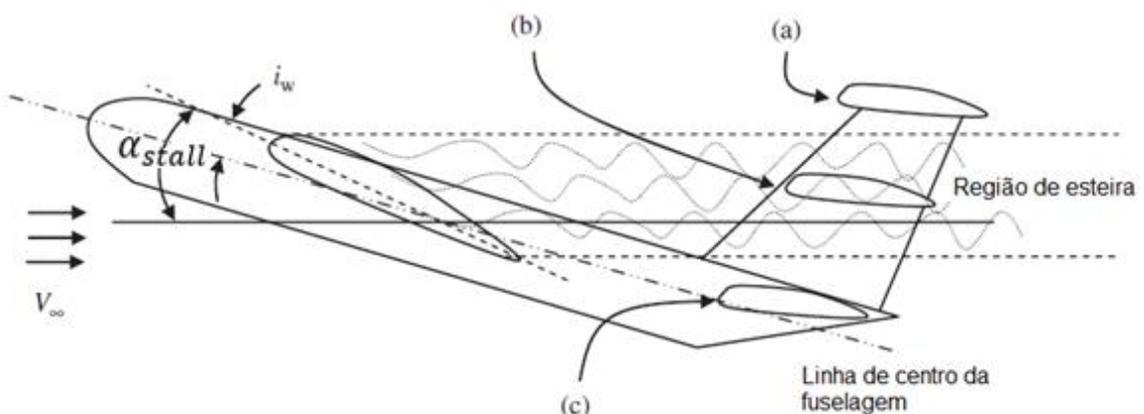
### 3.5.2.7 Ângulo de diedro da cauda horizontal

Novamente, os efeitos do ângulo de diedro da cauda horizontal ( $\Gamma_{HT}$ ) são similares aos efeitos do diedro na asa, porém em menor escala. O valor final do diedro deve ser determinado embasando-se na estabilidade, controle, custo e desempenho. No entanto, como valor inicial seleciona-se o mesmo ângulo de diedro da asa.

### 3.5.2.8 Posição vertical da cauda horizontal

Os principais componentes que influenciam a efetividade da cauda são: asa, fuselagem e motor. A melhor posição vertical da cauda horizontal é obtida com um modelo completo de dinâmica dos fluidos computacional. A consideração mais importante para a posição vertical da cauda é a prevenir o estol profundo. O estol profundo ocorre quando a empenagem está na região de esteira da asa durante o estol da asa. Nessa situação o profundor torna-se inútil. A Figura 47 mostra a aeronave com a asa em estol e 3 possíveis localizações da cauda horizontal.

Figura 47 - Aeronave com 3 possíveis posições da cauda horizontal: (a) Fora da região de esteira e do downwash da asa; (b) Dentro da região de esteira, mas fora do downwash; (c) Fora da região de esteira, mas afetada pelo downwash



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Pelo critério de prevenção de estol profundo, a posição (a) é a mais segura. Na região (c) o estol profundo não ocorre, mas a cauda é pouco eficiente. A região (b) não é segura,

portanto, não recomendada para a posição da cauda vertical. Para primeira aproximação da posição vertical da cauda pode-se utilizar as seguintes equações:

$$h_{HT} > l_{HT} \cdot \tan(\alpha_{stall} - i_w + 3) \quad Eq\ 3.76$$

$$h_{HT} < l_{HT} \cdot \tan(\alpha_{stall} - i_w - 3) \quad Eq\ 3.77$$

Onde,  $\alpha_{stall}$  e  $i_w$  representam o ângulo de estol da asa e o ângulo de incidência da asa, respectivamente. Ambos devem estar em graus para utilizar as equações 3.76 e 3.77.

### 3.5.2.9 Outros parâmetros da cauda horizontal

Outros parâmetros da cauda horizontal tais como: envergadura ( $b_{HT}$ ), corda na raiz ( $C_{HT,r}$ ), corda na ponta ( $C_{HT,t}$ ) e corda média ( $\bar{C}_{HT}$ ); são determinados resolvendo simultaneamente as 4 equações abaixo:

$$AR_{HT} = \frac{b_{HT}}{\bar{C}_{HT}} = \frac{b_{HT}^2}{S_{HT}} \quad Eq\ 3.78$$

$$\lambda_{HT} = \frac{C_{HT,t}}{C_{HT,r}} \quad Eq\ 3.79$$

$$\bar{C}_{HT} = \frac{2}{3} \cdot C_{HT,r} \cdot \left( \frac{1 + \lambda_{HT} + \lambda_{HT}^2}{1 + \lambda_{HT}} \right) \quad Eq\ 3.80$$

$$S_{HT} = b_{HT} \cdot \bar{C}_{HT} \quad Eq\ 3.81$$

### 3.5.2.10 Checagem final da cauda horizontal

Quando todos os parâmetros da cauda foram determinados deve-se verificar se ela cumpre os dois requisitos de projeto: trimagem longitudinal da aeronave e estabilidade longitudinal estática e dinâmica. Em caso negativo, deve-se alterar os parâmetros que estão influenciando esse resultado até que os requisitos sejam atingidos.

### 3.5.3 Cauda vertical

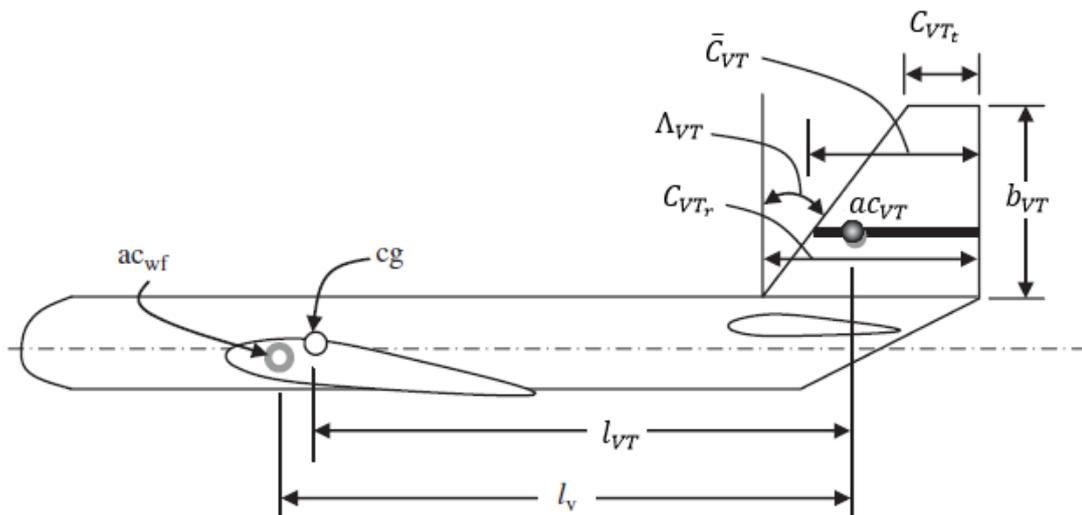
A cauda vertical (VT) deve ser projetada para garantir a estabilidade direcional e para controle e trimagem direcional.

As derivadas de estabilidade direcional são influenciadas principalmente por dois parâmetros: área da cauda vertical ( $S_{VT}$ ) e o braço de momento da cauda vertical ( $l_{VT}$ ). Se  $S_{VT}$  e  $l_{VT}$  forem suficientemente grandes os requisitos de estabilidade direcional podem ser facilmente alcançados.

Se a aeronave for simétrica em relação ao plano xz então a trimagem direcional é mantida naturalmente. No entanto, a falha de um motor em uma aeronave com dois ou mais motores, afeta a trimagem lateral, e a única maneira de equilibrar é gerar um momento contrário com a cauda vertical. Além disso, em aeronaves com um motor a hélice, a trimagem é afetada pela rotação da hélice logo a cauda vertical deve ser capaz de manter o equilíbrio direcional.

Alguns parâmetros da cauda vertical tais como: braço de momento ( $l_{VT}$ ), corda na ponta ( $C_{VT_t}$ ), corda na raiz ( $C_{VT_r}$ ), corda média ( $\bar{C}_{VT}$ ), enflechamento ( $\Lambda_{VT}$ ), centro aerodinâmico ( $ac_{VT}$ ) e envergadura ( $b_{VT}$ ); são apresentados na Figura 48.

Figura 48 - Alguns parâmetros da cauda vertical



Fonte: (SADRAEY, 2013)

De maneira similar à cauda horizontal, define-se um parâmetro que relaciona a geometria da asa com a geometria da cauda vertical, chamado de coeficiente de volume de cauda vertical, representado por  $\bar{V}_{HT}$ . É calculado através da equação:

$$\bar{V}_{VT} = \frac{l_V \cdot S_{VT}}{b \cdot S} \quad \text{Eq 3.82}$$

Onde,  $l_V$  representa a distância entre o centro aerodinâmico da asa/fuselagem e o centro aerodinâmico da cauda vertical,  $S_{VT}$  a área da cauda vertical,  $b$  a envergadura da asa e  $S$  representa a área da asa. O centro aerodinâmico da cauda vertical ( $ac_{VT}$ ) está localizado a 25% da corda média da empena vertical. Os valores típicos desse coeficiente para algumas categorias de aeronaves, são mostrados na Tabela 16.

Tabela 16 - Valores típicos para  $\bar{V}_{VT}$

Categoria da Aeronave	$\bar{V}_{VT}$
Caça	0.07
Agrícola	0.04
Aviação geral 1 motor à hélice	0.04
Aviação geral 2 motores à hélice	0.07
Jato de transporte	0.09

Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.5.3.1 Área da geometria da cauda vertical

A área da cauda vertical deve ser suficientemente grande para cumprir os requisitos de estabilidade latero-direcional, controle e trimagem. Aumentar a área torna a aeronave mais estável latero-direcionalmente. Além disso, também aumenta o controle lateral. No entanto, quando a área é muito grande, a aeronave é muito estável latero-direcionalmente, mas os requisitos de controle direcional não são satisfeitos. Se a área for muito pequena não será possível cumprir os requisitos de estabilidade, logo, deve-se encontrar um valor médio. Isolando a área da cauda vertical ( $S_{VT}$ ) na equação 3.82 tem-se:

$$S_{VT} = \frac{b \cdot S \cdot \bar{V}_{VT}}{l_V} \quad \text{Eq 3.83}$$

O valor inicial da área pode ser obtido assumindo que  $l_V = l$ , ou seja, a cauda horizontal e a cauda vertical estão igualmente distanciadas da asa. O valor final da área será ajustado no momento de análise da estabilidade latero-direcional, controle e trimagem lateral.

### 3.5.3.2 Seleção do aerofólio da cauda vertical

Geralmente as aeronaves são simétricas em relação ao plano xz, para garantir isso, o aerofólio da cauda vertical também deve ser simétrico. Na aviação geral muitas aeronaves utilizam os perfis NACA 0009 e NACA 0012 para a cauda vertical.

Outro requisito importante a ser analisado para a escolha do perfil do aerofólio é que a cauda vertical deve estar livre dos efeitos de compressibilidade, para isso o número de Mach na cauda deve ser menor que o número de Mach na asa. Logo, o perfil do aerofólio na cauda deve ser mais fino que o perfil da asa.

A terceira característica desejada é que o perfil possua uma grande inclinação na curva de sustentação ( $C_{L\alpha_{VT}}$ ), uma vez que a derivada de estabilidade direcional,  $C_{n\beta}$ , é função direta de  $C_{L\alpha_{VT}}$ .

### 3.5.3.3 Incidência da cauda vertical

Como, geralmente, as aeronaves são simétricas em relação ao plano xz a cauda não precisa gerar sustentação para manter a trimagem em condições normais de voo, então a incidência da cauda vertical ( $i_{VT}$ ) deve ser zero. No entanto, em aeronaves com um motor a hélice, a trimagem é afetada pela rotação da hélice, logo a cauda vertical deve ser capaz de gerar a sustentação necessária para equilibrar a aeronave. Geralmente, em aeronaves com um motor a hélice utiliza-se incidência de 1 a 2 graus para a cauda vertical.

### 3.5.3.4 Razão de afilamento da cauda vertical

Os principais objetivos do afilamento são: reduzir a tensão de flexão na raiz da cauda vertical e permitir enflechamento na empena vertical. No entanto, o afilamento na cauda vertical aumenta a complexidade da manufatura. Conforme o afilamento da cauda vertical aumenta, o braço de momento de guinada diminui, conseqüentemente, diminuindo o controle direcional. O afilamento na cauda vertical ( $\lambda_{VT}$ ) é definido como a razão entre a corda na ponta da cauda ( $C_{VT_t}$ ) e a corda na raiz da cauda ( $C_{VT_r}$ ):

$$\lambda_{VT} = \frac{C_{VT_t}}{C_{VT_r}} \quad \text{Eq 3.84}$$

Aumentar o afilamento na cauda vertical reduz a estabilidade lateral da aeronave. Com base nisso, o valor inicial do afilamento deve ser estimado, e posteriormente verificado.

### 3.5.3.5 Diedro da cauda vertical

Como, geralmente, as aeronaves são simétricas em relação ao plano xz, então a cauda vertical convencional não possui ângulo de diedro ( $\Gamma_{VT}$ ). Se for cauda dupla o diedro contribui positivamente para o controle lateral, no entanto a eficiência aerodinâmica da cauda vertical diminui.

### 3.5.3.6 Enflechamento da cauda vertical

Conforme o enflechamento da cauda vertical ( $\Lambda_{VT}$ ) aumenta, o braço de momento de guinada também aumenta, melhorando o controle direcional da aeronave. Se a empena horizontal for na configuração cauda-T então, o aumento do enflechamento da cauda vertical melhora o controle e estabilidade longitudinal da aeronave. O valor inicial do enflechamento da cauda vertical é adotado um valor similar ao enflechamento da asa. O valor final é determinado após avaliação da estabilidade completa da aeronave.

### 3.5.3.7 Razão de aspecto da cauda vertical

A razão de aspecto da cauda vertical ( $AR_{VT}$ ) é definida como a razão entre a envergadura da cauda vertical ( $b_{VT}$ ) e sua corda média ( $\bar{C}_{VT}$ ):

$$AR_{VT} = \frac{b_{VT}}{\bar{C}_{VT}} \quad \text{Eq 3.85}$$

Algumas influências da razão de aspecto da cauda vertical na aeronave são:

- Razão de aspecto elevada diminui o controle lateral da aeronave;
- Razão de aspecto elevada aumenta o controle direcional da aeronave
- Conforme a razão de aspecto é aumentada a estabilidade lateral é melhorada;

O valor inicial para razão de aspecto da cauda vertical pode ser escolhido entre 1 e 2. O valor final será determinado através da análise da estabilidade.

### 3.5.3.8 Outros parâmetros da cauda vertical

Outros parâmetros da cauda vertical tais como: envergadura ( $b_{VT}$ ), corda na raiz ( $C_{VT_r}$ ), corda na ponta ( $C_{VT_t}$ ) e corda média ( $\bar{C}_{VT}$ ); são determinados resolvendo simultaneamente as 4 equações abaixo:

$$AR_{VT} = \frac{b_{VT}}{\bar{C}_{VT}} = \frac{b_{VT}^2}{S_{VT}} \quad \text{Eq 3.86}$$

$$\lambda_{VT} = \frac{C_{VT_t}}{C_{VT_r}} \quad \text{Eq 3.87}$$

$$\bar{C}_{VT} = \frac{2}{3} \cdot C_{VT_r} \cdot \left( \frac{1 + \lambda_{VT} + \lambda_{VT}^2}{1 + \lambda_{VT}} \right) \quad \text{Eq 3.88}$$

$$S_{VT} = b_{VT} \cdot \bar{C}_{VT} \quad \text{Eq 3.89}$$

## 3.6 Fuselagem

Para a maioria das aeronaves a função principal da fuselagem é acomodar a carga paga. A carga paga inclui: passageiros, bagagens e cargas. Portanto, a fuselagem é um compartimento contendo a carga paga que deve ser transportada por uma distância em determinada velocidade. Outras funções da fuselagem são mostradas na Tabela 17.

Tabela 17 - Funções da fuselagem

Função Principal	Acomodar a carga paga
Função secundária	Acomodar a tripulação Providenciar espaço para o trem de pouso (se retraído para dentro da fuselagem) Providenciar espaço para o motor (se dentro da fuselagem) Providenciar espaço para os tanques de combustível (se dentro da fuselagem) Providenciar espaço para sistemas (hidráulico, elétrico, etc) Manter a integridade da estrutura da aeronave
Características desejadas	Gerar o menor arrasto Contribuir positivamente para a geração de sustentação Baixo peso Providenciar conforto para tripulação e passageiros Eficiência em carregamento e descarregamento Simetria

Fonte: (SADRAEY, 2013)

Os principais parâmetros a serem determinados no projeto da fuselagem são: comprimento ( $l_{fus}$ ) e diâmetro máximo ( $d_{fus}$ ).

O comprimento da fuselagem é a soma do comprimento da parte da cabine do piloto ( $l_{fus_{pil}}$ ), comprimento da cabine de passageiros ( $l_{fus_{pass}}$ ) e comprimento da seção traseira da aeronave.

As recomendações de distância entre os assentos ( $l_a$ ), largura ( $q_c$ ) e altura do corredor, largura do assento ( $q_a$ ), e outros parâmetros encontram-se na Tabela 18.

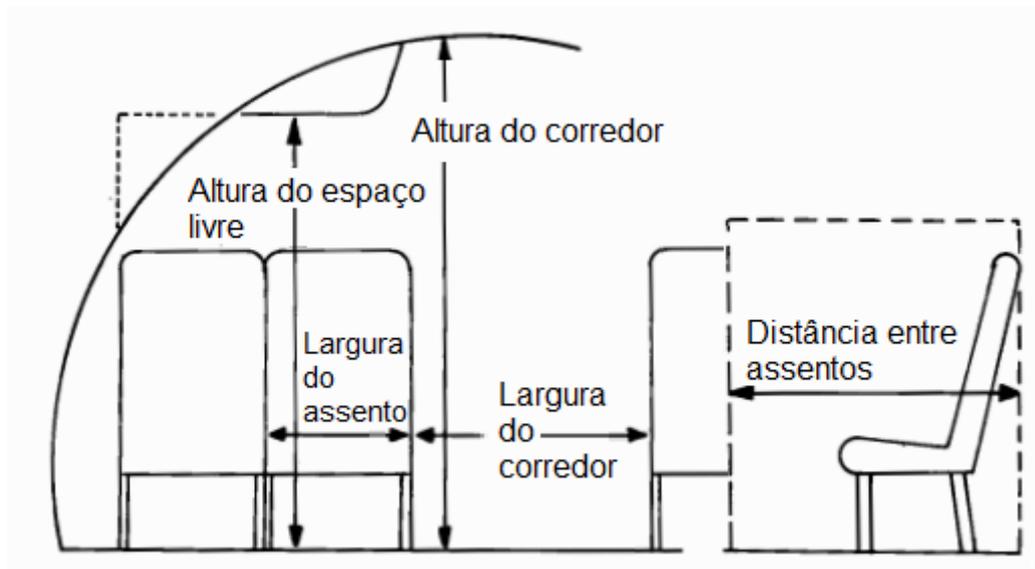
Tabela 18 - Recomendações de distâncias para a cabine de passageiros

	Primeira Classe	Classe Econômica	Aeronaves pequenas
Distância entre os assentos (in)	38-40	34-36	30-32
Largura do assento (in)	20-28	17-22	16-18
Altura de espaço livre (in)	>65	>65	-
Largura do corredor (in)	20-28	18-20	$\geq 12$
Altura do corredor (in)	>76	>76	>60
Passageiros por lavatório(40"x40")	10-20	40-60	40-60

Fonte: (RAYMER, 1992)

Esses parâmetros são ilustrados na Figura 49.

Figura 49 - Parâmetros da cabine de passageiro



Fonte: (RAYMER, 1992)

Após determinado o número de linhas ( $n_{linhas}$ ) e colunas ( $n_{colunas}$ ) de assentos por classe, encontra-se o comprimento ( $l_{fus_{pass}}$ ) e a largura ( $q_{fus}$ ) da cabine de passageiros pelas seguintes equações:

$$l_{fus_{pass}} = \sum_{i=1}^3 \sum n_{linhas} \cdot l_a \quad Eq 3.90$$

$$q_{fus} = n_{colunas} \cdot q_a + n_{corredores} \cdot q_c \quad Eq 3.91$$

Os limites do somatório representam o número de classes selecionadas (primeira, executiva, econômica)

Além dos assentos, a cabine de passageiros pode conter banheiros e cozinha, nesse caso as variáveis  $l_{fus_{pass}}$  e  $q_{fus}$  devem ser atualizadas. Geralmente, os compartimentos de carga estão localizados na parte de baixo da fuselagem, logo, a altura da fuselagem deve garantir que haja espaço suficiente para o armazenamento dos compartimentos. O volume total de bagagens dos passageiros ( $\bar{V}_{bg}$ ) é encontrado multiplicando-se o número de passageiros ( $n_{pass}$ ) pelo volume de bagagem individual ( $\bar{V}_{bg_{pass}}$ ):

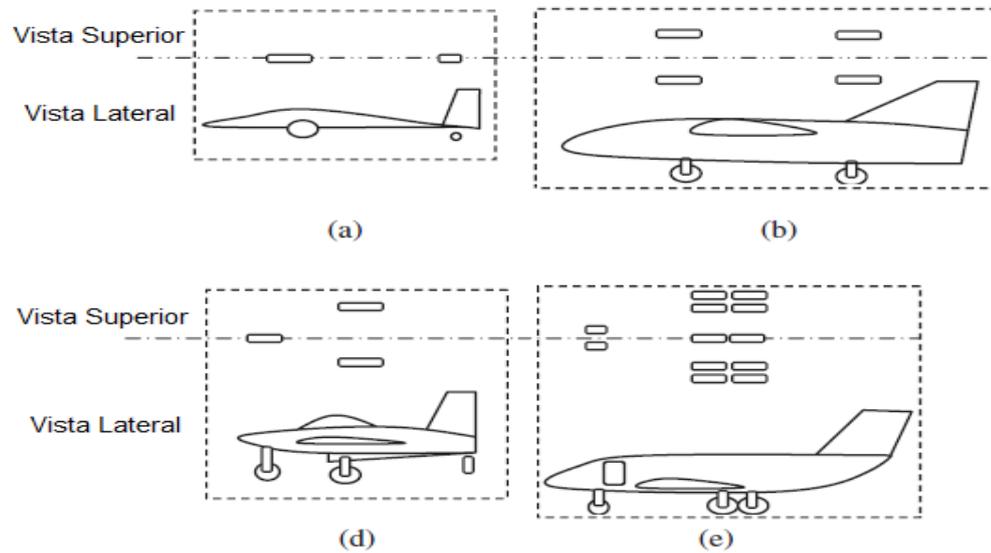
$$\bar{V}_{bagagem} = n_{pass} \cdot \bar{V}_{bg_{pass}} \quad Eq 3.92$$

Pode-se assumir que o volume de bagagem de cada passageiro ( $\bar{V}_{bg_{pass}}$ ) é de 0.146m<sup>3</sup>.

### 3.7 Trem de pouso

O trem de pouso é projetado para suportar a carga estática e dinâmica da aeronave, durante pouso e decolagem. Além disso o trem de pouso deve garantir os requisitos de altura, de acordo com a norma que está sendo seguida. As configurações mais comuns de trem de pouso são mostradas na Figura 50.

Figura 50 - Configurações de trem de pouso: (a) principal único; (b) quadriciclo; (c) triciclo; (d) multi-bogey



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Cada configuração possui vantagens e desvantagens específicas, uma breve comparação é mostrada na Tabela 19.

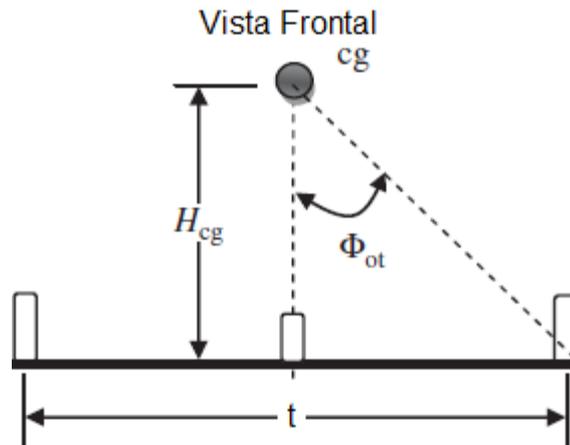
Tabela 19 - Comparação entre as configurações de trem de pouso

❖ 10: melhor ❖ 1: pior	Principal único	Triciclo	Quadriciclo	Multi-bogey
Custo	9	4	2	1
Peso	3	7	9	10
Manufatura	3	7	9	1
Decolagem/Aterrissagem	3	10	5	8
Estabilidade em solo	1	9	10	8
Estabilidade em taxiamento	2	8	10	9

Fonte: (SADRAEY, 2013)

A distância entre os trens principais (t) deve ser grande o suficiente para evitar o capotamento da aeronave. Por isso define-se que  $\Phi_{ot} \geq 25^\circ$ , onde  $\Phi_{ot}$  é o ângulo de capotamento, mostrado na Figura 51.

Figura 51 - Ângulo de capotamento

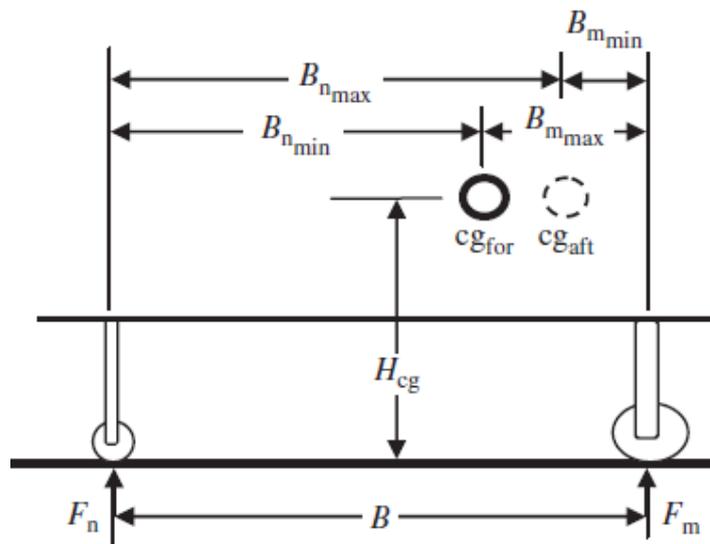


Fonte: (SADRAEY, 2013)

### 3.7.1 Carga no trem de pouso

Na configuração de triciclo o peso da aeronave é suportado por 3 apoios (1 trem no nariz e dois trens principais). Devido aos requisitos de manobrabilidade em solo, geralmente, o trem no nariz deve suportar entre 5 e 20% da carga total. Portanto, os trens principais suportam entre 80 e 95% da carga da aeronave. O cg move-se no eixo-x entre os dois extremos: posição de cg a frente ( $X_{cg_{for}}$ ) e posição de cg atrás ( $X_{cg_{aft}}$ ). As principais distâncias relacionadas com o trem de pouso são mostradas na Figura 52.

Figura 52 - Distâncias relacionadas com o trem de pouso



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Onde  $B_{m_{max}}$  e  $B_{m_{min}}$  são as distâncias da variação do cg em relação ao trem de pouso principal;  $B_{n_{max}}$  e  $B_{n_{min}}$  são as distâncias da variação do cg em relação ao trem de pouso do nariz e  $B$  representa a distância entre os trens de pouso.

O trem de pouso deve suportar a carga quando o cg varia de posição, e também quando a aeronave está submetida à cargas dinâmicas (decolagem e aterrissagem). A carga estática máxima e mínima para o trem de pouso no nariz ( $F_n$ ) e para o trem principal ( $F_m$ ) está relacionada com a distância entre os trens ( $B$ ) de acordo com as equações:

$$F_{m_{max}} = \frac{B_{n_{max}}}{B} \cdot W \quad \text{Eq 3.93}$$

$$F_{n_{max}} = \frac{B_{m_{max}}}{B} \cdot W \quad \text{Eq 3.94}$$

$$F_{m_{min}} = \frac{B_{n_{min}}}{B} \cdot W \quad \text{Eq 3.95}$$

$$F_{n_{min}} = \frac{B_{m_{min}}}{B} \cdot W \quad \text{Eq 3.96}$$

Durante a aterrissagem o trem de pouso no nariz deve suportar uma carga dinâmica enquanto a aeronave freia. A carga dinâmica para esse caso é calculada pela seguinte equação:

$$F_{n_{dyn}} = \frac{W \cdot |a_L| \cdot H_{cg}}{g \cdot B} \quad \text{Eq 3.97}$$

Onde,  $a_L$  é a desaceleração de frenagem e  $H_{cg}$  a distância entre o solo e o cg. Portanto a carga total no trem de pouso do nariz é:

$$F_n = F_{n_{max}} + F_{n_{dyn}} \quad \text{Eq 3.98}$$

De maneira similar, durante a decolagem o trem principal deve suportar uma aceleração ( $a_T$ ). A carga dinâmica para esse caso é calculada pela seguinte equação:

$$F_{m_{dyn}} = \frac{W \cdot a_T \cdot H_{cg}}{g \cdot B} \quad \text{Eq 3.99}$$

Portanto a carga total no trem de pouso principal é:

$$F_m = F_{m_{max}} + F_{m_{dyn}} \quad \text{Eq 3.100}$$

### 3.8 Revisão de Estabilidade

Estabilidade é definida como a tendência da aeronave se opor a uma perturbação ocorrida (rajada de vento, por exemplo) e retornar à sua condição inicial. É dividida em dois ramos: estabilidade estática e estabilidade dinâmica.

A estabilidade estática é definida como a tendência inicial de uma aeronave, sem auxílio do piloto, desenvolver forças e/ou momentos que se opõem a uma perturbação instantânea a partir de uma condição de voo estável.

A estabilidade dinâmica é definida como a tendência de uma aeronave, sem auxílio do piloto, retornar à condição de voo estável. A estabilidade dinâmica refere-se a toda a história do movimento, em particular à taxa em que o movimento diminui. Como regra geral, uma aeronave deve ter alguma quantidade de estabilidade dinâmica, mesmo que certas deficiências leves possam ser toleradas em certas condições. Quando uma aeronave é dinamicamente estável, ela conseqüentemente também é estaticamente estável. No entanto, a recíproca não é verdadeira.

O movimento de um avião (voo) possui 6 graus de liberdade, devido a dois tipos de movimento (um linear e um rotacional) sobre cada eixo (x,y e z). Portanto, a estabilidade é referente a esses três eixos:

- Estabilidade longitudinal;
- Estabilidade lateral;
- Estabilidade direcional;

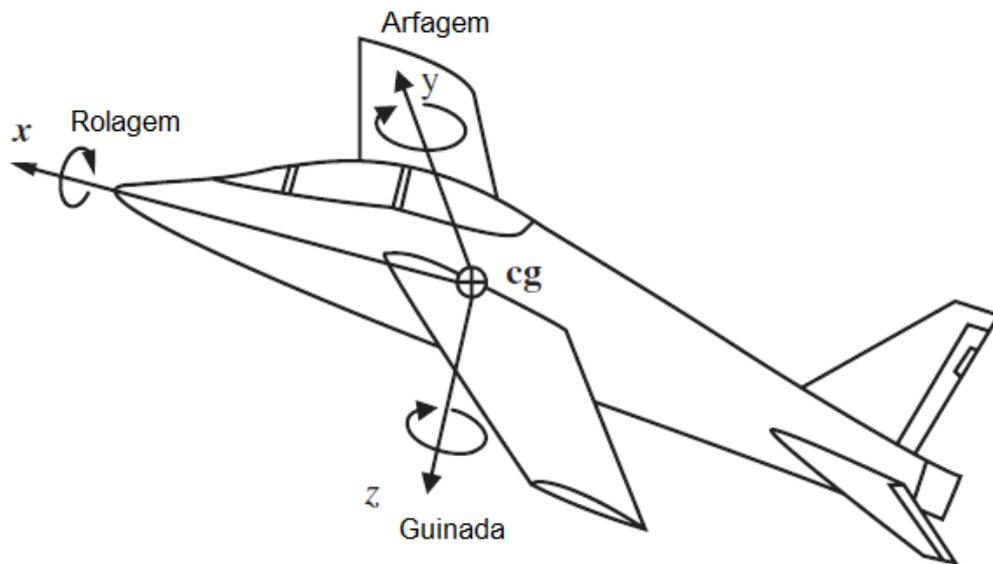
A estabilidade lateral é definida como a estabilidade de qualquer movimento rotacional sobre o eixo x (movimento de rolagem) e qualquer movimento linear correspondente no plano yz.

A estabilidade longitudinal é definida como a estabilidade de qualquer movimento rotacional sobre o eixo y (movimento de arfagem) e qualquer movimento linear correspondente no plano xz.

A estabilidade direcional é definida como a estabilidade de qualquer movimento rotacional sobre o eixo z (movimento de guinada) e qualquer movimento linear correspondente no plano xy.

A Figura 53 ilustra o sistema de coordenadas da aeronave, assim como os movimentos de rotação sobre cada eixo. A convenção define que movimentos no sentido horário, a partir da visão do piloto, são rotações positivas.

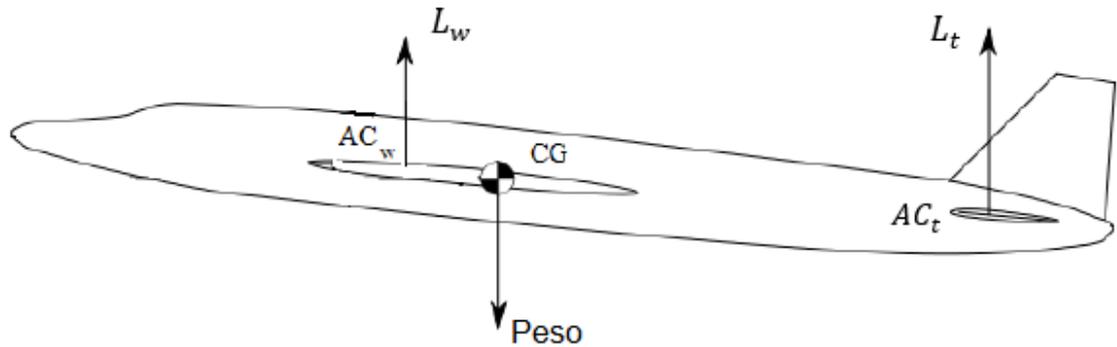
Figura 53 - Sistema de coordenadas e movimentos de rotação



Fonte: (SADRAEY, 2013)

Para estabilidade longitudinal apenas forças verticais são consideradas. A asa da aeronave cria força de sustentação, localizada no centro aerodinâmico da asa ( $AC_w$ ). Essa força gera momento positivo (“*pitch up*”) em relação ao centro de gravidade (CG), o qual localiza-se, geralmente, atrás do centro aerodinâmico da asa. Esse momento deve ser compensado por outra força positiva, atrás do CG. O estabilizador horizontal é uma pequena asa que gera a força de sustentação atrás do CG para equilibrar o momento da asa. O esquema de forças é ilustrado na Figura 54.

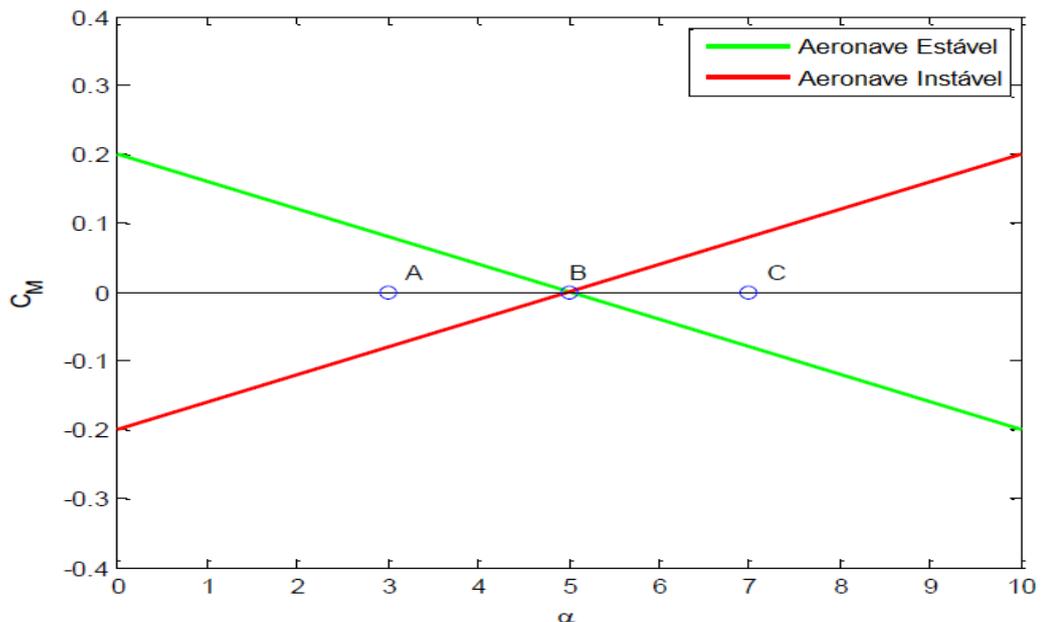
Figura 54 - Forças longitudinais atuando no centro de gravidade



Fonte: (STRUETT, 2012)

As forças de sustentação podem ser somadas em torno de um ponto onde o momento é igual a zero. Isso é conhecido como o ponto neutro (NP). O equilíbrio se dá quando o ponto neutro coincide com o centro de gravidade. No entanto, isso pressupõe que a aeronave não está com ângulo de ataque. Se a aeronave estiver com ângulo de ataque ( $\alpha$ ) isso alteraria as características de sustentação da asa e da cauda, deslocando o ponto neutro. À medida que o ponto neutro muda, o momento sobre o CG também muda. A mudança de momento sobre o CG é referida como  $C_{M\alpha}$  (Coeficiente de momento devido a uma mudança no ângulo de ataque). Duas curvas  $C_{M\alpha}$  são plotadas na Figura 55, uma para aeronave estável e outra para aeronave instável.

Figura 55 - Curvas  $C_{M\alpha}$  para aeronave estável e instável

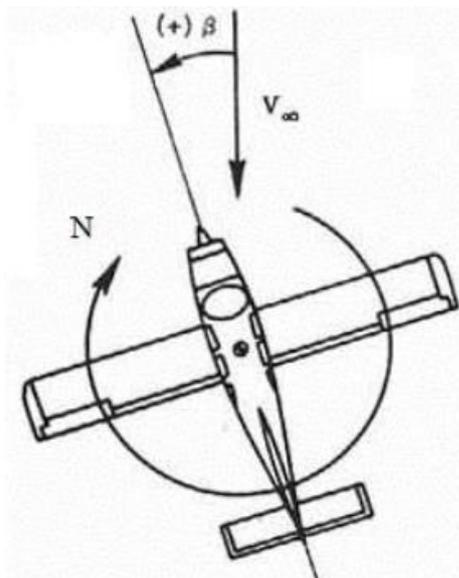


Fonte: (STRUETT, 2012)

O ponto “B” é a posição de equilíbrio onde o momento que atua sobre o GC é zero. Se uma aeronave aumentasse repentinamente seu ângulo de ataque (mudança de B para C), um avião estável retornaria à condição de equilíbrio, criando momento negativo de *arfagem* negativo, retornando o nariz para baixo. Isso só pode ser feito se houver um momento de *arfagem* negativo à medida que o ângulo de ataque é aumentado. Este é o caso da linha verde (aeronave estável). Uma aeronave instável continuaria a aumentar o ângulo de ataque devido ao momento de *arfagem* positivo (linha vermelha). Da mesma forma, se a aeronave diminuísse repentinamente seu ângulo de ataque (mudança de B para A), a aeronave estável terá um momento que irá restaurá-la de volta ao equilíbrio enquanto a aeronave instável terá um momento de *arfagem* negativo aumentando ainda mais a ângulo de ataque negativo. Para uma aeronave possuir estabilidade estática longitudinal sua derivada,  $C_{M\alpha}$ , deve ser negativa.

Para o caso direcional e lateral, apenas as forças no sentido lateral (direita e esquerda) são consideradas e o equilíbrio refere-se ao equilíbrio de guinada. Guinada é quando o nariz da aeronave está apontado em uma direção diferente da direção em que a aeronave está realmente movendo-se. Esse ângulo é chamado de ângulo de derrapagem ou deslizamento lateral ( $\beta$ ). Isso pode ser causado por um vento cruzado e pode ser extremamente perigoso durante o pouso. Para compensar a guinada, um momento de guinada ( $N$ ), é criado a partir da cauda vertical. A Figura 56 é um exemplo de uma aeronave em uma derrapagem com um momento de guinada compensatório.

Figura 56 - Aeronave em derrapagem com momento de guinada compensatório

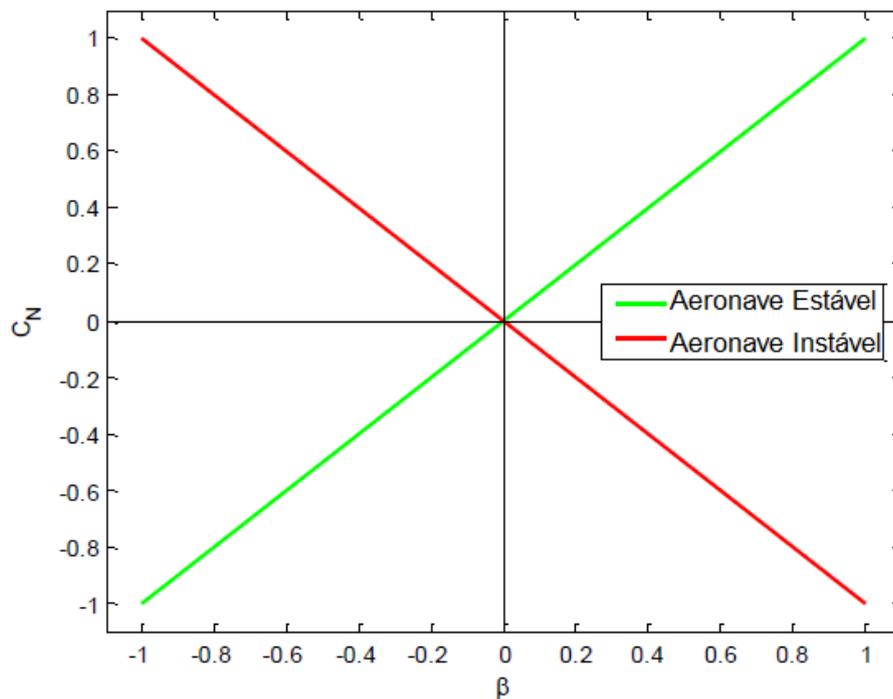


Fonte: (SADRAEY, 2013)

Ao contrário da estabilidade longitudinal, onde uma aeronave pode estar em equilíbrio em qualquer ângulo de ataque, o equilíbrio lateral geralmente não possui nenhum deslizamento lateral ( $\beta = 0$ ). O momento de guinada muda à medida que o ângulo de derrapagem muda de forma semelhante ao modo como o momento de *arfagem* muda com o ângulo de ataque. Isto é conhecido como,  $C_{N\beta}$  (Momento de guinada devido ao deslizamento lateral,  $\beta$ ). A cauda vertical deve ser dimensionada para derivada  $C_{N\beta}$  positiva, de modo que quando a aeronave seja perturbada a partir de sua posição de equilíbrio, ela crie um momento de guinada restaurador para retornar ao equilíbrio. Isso é mostrado na Figura 57.

Para uma aeronave possuir estabilidade estática direcional sua derivada,  $C_{N\beta}$ , deve ser positiva.

Figura 57 - Curvas  $C_{N\beta}$  para aeronave estável e instável



Fonte: (STRUETT, 2012)

A estabilidade lateral é semelhante à direcional. Se as asas são perturbadas a partir do voo nivelado, elas devem retornar ao voo nivelado com um momento de rolagem restaurador,  $L$ . No entanto, o momento de rolagem muda com ângulo de deslizamento lateral,  $\beta$ , essa

mudança é conhecida como  $C_{L\beta}$  (efeito diedro). Para uma aeronave possuir estabilidade estática lateral sua derivada,  $C_{L\beta}$ , deve ser negativa.

Os requisitos, aqui apresentados, para a estabilidade dinâmica são baseados nas qualidades de voo, definidos pela norma americana MIL-F-8785C, a qual é dividida em classes de aeronaves, fases de voo e níveis de aceitabilidade, esses parâmetros são definidos na Tabela 20, Tabela 21 e Tabela 22 respectivamente.

Tabela 20 - Classes de aeronave para norma MIL-F-8785C

Classe de aeronave	Características da aeronave
I	Pequena, aeronave leve (peso máximo de decolagem menor que 6000kg) com baixa manobrabilidade
II	Aeronave de peso médio (peso máximo de decolagem entre 6000 e 30000kg) com manobrabilidade baixa/média
III	Grande, aeronave de pesada (peso máximo de decolagem maior que 30000kg) com manobrabilidade baixa/média
IV	Aeronave de alta manobrabilidade, sem peso limite (acrobático, caça)

Fonte: (MIL-F-8785C)

Tabela 21 - Categorias das fases de voo para norma MIL-F-8785C

Categoria	Características
A	Combate ar-ar; ataque terrestre; disparo de armas; recuperação aérea; reconhecimento; reabastecimento em voo (receptor de combustível); voo de formação fechada;
B	Subida; cruzeiro; <i>loiter</i> ; reabastecimento em voo (fornecedor de combustível); descida; (vi) descida de emergência; desaceleração de emergência;
C	decolagem; aproximação; pouso

Fonte: (MIL-F-8785C)

Tabela 22 - Níveis de aceitação para norma MIL-F-8785C

Níveis de aceitação	Características
1	Qualidades de voo claramente adequadas para a fase de voo da missão.
2	Qualidades de voo adequadas para realizar a fase de voo da missão, mas algum aumento na carga de trabalho do piloto ou perda de eficácia da missão, ou ambos, existe.
3	Qualidades de voo de modo que a aeronave possa ser controlada de forma segura, mas a carga de trabalho do piloto é excessiva ou a eficácia da missão é inadequada, ou ambas. Fase de voo da categoria A podem ser finalizada com segurança, e as fases de voo das categorias B e C podem ser completadas.

Fonte: (MIL-F-8785C)

A estabilidade dinâmica longitudinal possui dois modos: período longo (fugóide) e período curto. A norma MIL-F-8785C estabelece critérios, para cada modo, baseados na taxa de amortecimento de fugóide ( $\xi_{ph}$ ) e período curto ( $\xi_{sp}$ ) conforme Tabela 23 e Tabela 24.

Tabela 23 - Requisitos para o modo fugóide

Modo Fugóide	
Nível de aceitação	Requisito
1	Taxa de amortecimento ( $\xi_{ph}$ ) $\geq 0.04$
2	Taxa de amortecimento ( $\xi_{ph}$ ) $\geq 0.0$
3	Tempo para dobrar a amplitude $\geq 55s$

Fonte: (MIL-F-8785C)

Tabela 24 - Requisitos para o modo período curto

Modo período curto			
Categoria	Nível 1	Nível 2	Nível 3
A	$0.35 \leq \xi_{sp} \leq 1.3$	$0.25 \leq \xi_{sp} \leq 2$	$\xi_{sp} \geq 0.15$
B	$0.3 \leq \xi_{sp} \leq 1.2$	$0.2 \leq \xi_{sp} \leq 2$	$\xi_{sp} \geq 0.15$
C	$0.35 \leq \xi_{sp} \leq 1.3$	$0.25 \leq \xi_{sp} \leq 2$	$\xi_{sp} \geq 0.15$

Fonte: (MIL-F-8785C)

A estabilidade dinâmica latero-direcional possui três modos: rolagem, espiral e rolagem holandesa. Para o modo rolagem, a norma MIL-F-8785C estabelece critérios, embasada na constante de tempo máxima de rolagem ( $T_R$ ). As qualidades de voo para esse modo são apresentadas na Tabela 25.

Tabela 25 - Requisitos para o modo rolagem

Fase do voo	Categoria da Aeronave	$T_R$ (s)		
		Nível 1	Nível 2	Nível 3
A	I, IV	1.0	1.4	10
	II, III	1.4	3.0	10
B	AII	1.4	3.0	10
C	I, IV	1.0	1.4	10
	II, III	1.4	3.0	10

Fonte: (MIL-F-8785C)

Para o modo espiral, a norma MIL-F-8785C estabelece critérios, embasada no tempo mínimo para duplicar a amplitude. As qualidades de voo para esse modo são apresentadas na Tabela 26.

Tabela 26 - Requisitos para o modo espiral

Classe da Aeronave	Fase do voo	Tempo mínimo para duplicar a amplitude (s)		
		Nível 1	Nível 2	Nível 3
I e IV	A	12	8	4
	B e C	20	8	4
II e III	A, B e C	20	8	4

Fonte: Fonte: (MIL-F-8785C)

Para o modo rolagem holandesa, a norma MIL-F-8785C estabelece critérios, embasada na taxa de amortecimento ( $\xi_{dr}$ ) e frequência natural de oscilação ( $\omega_{dr}$ ). As qualidades de voo para esse modo são apresentadas na Tabela 27.

Tabela 27 - Requisitos para o modo rolagem holandesa

Nível	Fase do voo	Classe da Aeronave	Mínimo $\xi_{dr}$	Mínimo $\xi_{dr}\omega_{dr}$ (rad/s)	Mínimo $\omega_{dr}$ (rad/s)
1	A	I,IV	0.19	0.35	1
		II,III	0.19	0.35	0.4
1	B	AII	0.08	0.15	0.4
1	C	I,II e IV	0.08	0.15	1.0
		III	0.08	0.15	0.4
2	Todas	Todas	0.02	0.05	0.4
3	Todas	Todas	0.02	Sem limite	0.4

Fonte: (MIL-F-8785C)

## 4 METODOLOGIA PROPOSTA

Com base nas metodologias de vários autores tais como Roskam, Raymer, Barros, entre outros, o autor desenvolve sua própria metodologia, apresentada na Figura 58. Como característica, apresenta uma ordem a ser seguida, para a obtenção dos principais componentes da aeronave. Além disso, considera que as estabilidades estática e dinâmica devem ser analisadas na etapa de projeto conceitual, ao contrário dos dois últimos autores que propõe a análise de estabilidade e controle somente em fases posteriores do projeto. A principal justificativa para análise de estabilidade durante a fase inicial do projeto, é devido a inconveniência de alterar a geometria da aeronave em fases posteriores do projeto.

A estabilidade e controle são os requisitos mais críticos para a segurança do voo. A provisão de características satisfatórias de estabilidade e controle comprometem, em certa medida, o desempenho do voo, logo, é essencial integrar a solução ideal de desempenho, estabilidade e controle na fase de concepção inicial da aeronave, ou seja, no projeto conceitual. A estabilidade é afetada pelas configurações geométricas da aeronave, ou seja, cada acoplamento asa/fuselagem/empenagem, fornece respostas diferentes à estabilidade. A estabilidade da configuração em cauda convencional é diferente da estabilidade em configuração cauda-T, que por sua vez, também difere de uma aeronave com configuração de asa voadora. Durante o projeto conceitual várias configurações são testadas, afim de encontrar aquela que melhor atenda aos requisitos do projeto, por isso nessa etapa também deve-se aferir a estabilidade, para encontrar a melhor configuração que atenda aos requisitos de projeto e também aos critérios de estabilidade.

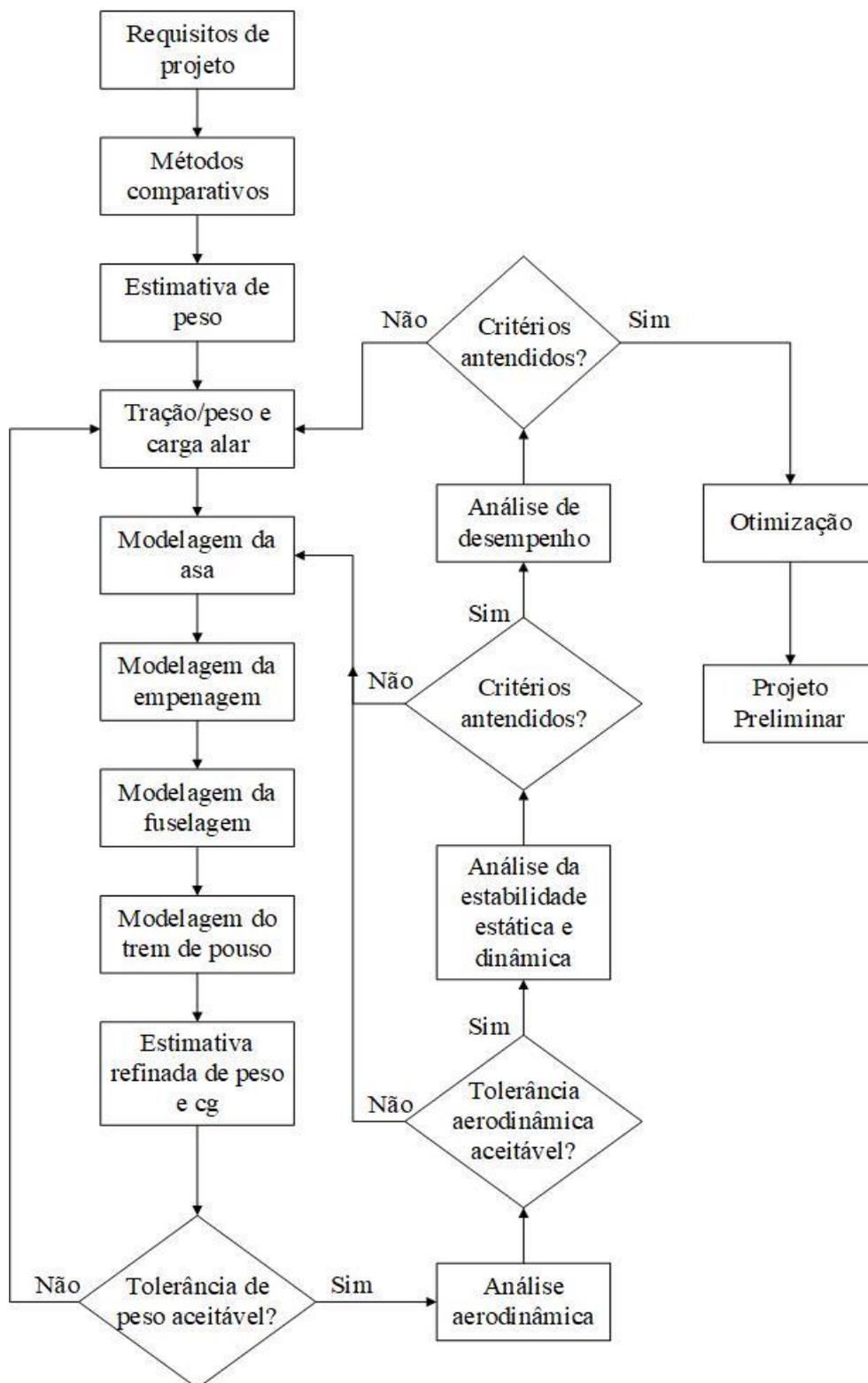
Dependendo da configuração da aeronave, algumas correções, em etapas posteriores, ainda podem ser feitas sem afetar o projeto inteiro. No entanto, a configuração de asa voadora, a qual integra a superfície de sustentação primária, o fornecimento de volume (a fuselagem, para aeronaves comuns) e as superfícies de controle em um único componente, a asa. Com a asa servindo as três funções, qualquer alteração posterior no processo do projeto para fins de estabilidade e controle pode afetar adversamente a eficiência aerodinâmica da asa ou reduzir a capacidade de carga interna.

Além disso, com as constantes melhorias na tecnologia de sistemas de controle de voo, as aeronaves podem obter melhorias de desempenho significativas. Isso envolve o rebalancamento da aeronave para reduzir sua estabilidade estática, reduzir o arrasto de trimagem, enquanto depende de um sistema de controle de voo para fornecer qualidades adequadas de voo e manuseio. Com isso pode obter-se a redução do tamanho geral da aeronave,

consequentemente, consumo de combustível reduzido e desempenho de alcance melhorado. Claramente, o projeto conceitual de aeronaves que utilizam esses sistemas exige uma lógica avançada de análise de estabilidade e controle para ser executada durante a fase inicial do projeto para quantificar soluções de estabilidade e controle ótimas de desempenho (COLEMAN, 2007).

Apesar de ser uma análise somente aproximada, uma vez que não considera efeitos aeroelásticos, conhecer a resposta em frequência da aeronave na fase inicial do projeto conceitual é importante, pois viabiliza um projeto mais simples, maduro e robusto, tanto do ponto de vista aerodinâmico quanto dos sistemas de controle. A análise de estabilidade nessa etapa, examina qualitativamente e fornece um entendimento de como os arranjos geométricos influenciam a estabilidade da aeronave.

Figura 58 – Metodologia proposta para projeto conceitual de aeronaves



Fonte: Próprio Autor

#### 4.1 EXPLICANDO A METODOLOGIA

Todo projeto tem uma finalidade e seu início pode ser devido de uma nova ideia, necessidade do mercado, pedido de um cliente, entre outros. Por isso a definição dos requisitos é a primeira etapa do projeto conceitual. Nela, a finalidade da aeronave é determinada, ou seja, a quem e como essa aeronave atende. Com a finalidade determinada, define-se as missões as quais a aeronave, sob determinado nível de desempenho, deve cumprir. Além disso outros requisitos específicos do projeto, caso existam, são definidos nessa etapa.

Na primeira iteração do projeto conceitual muitos parâmetros devem ser estimados. Por isso, após a definição dos requisitos, é necessário utilizar algum método para comparar aeronaves com missões semelhantes. O ideal é comparar com maior número de aeronaves possíveis, para que se possa extrair uma média dos parâmetros. Essa média orienta o projetista ao longo do projeto, e é utilizada para estimar, inicialmente, os parâmetros necessários. Além disso, a média pode servir de referência para comparação com aeronaves concorrentes. Os principais métodos comparativos são: tabelas, gráficos e vistas da aeronave. O uso de valores médios não garante a excelência do produto final, no entanto, o exame aprofundado das aeronaves já existentes, é fundamental para um novo projeto.

O peso influencia diretamente outros parâmetros da aeronave, como área da asa e potência requerida. Quanto maior o peso, maior a sustentação que a asa deve gerar, logo, maior deve ser a asa, influenciando a estrutura e no custo. Quanto maior o peso, maior é a potência necessária, conseqüentemente, maior o custo operacional da aeronave. Devido a essa relação direta com os outros componentes, o peso é o primeiro parâmetro a ser estimado.

A área da asa e a potência necessária são os próximos parâmetros a serem determinados, isso é feito encontrando o melhor valor para carga alar e tração/peso. Como o peso foi estimado previamente, encontra-se a potência necessária, através da tração/peso. Com isso, é possível verificar a existência de um motor de prateleira que possua tal capacidade. Além disso, com o peso estimado encontra-se a área da asa, através da carga alar.

O passo após encontrar a área da asa, é modela-la. Nessa etapa são definidos todos os parâmetros da asa, tais como: número de asas, enflechamento, diedro, aerofólio, razão de aspecto, afilamento, posição vertical, envergadura, entre outros. Uma análise aerodinâmica sucinta pode ser realizada nessa etapa, para verificar, por exemplo, como os parâmetros citados acima influenciam a distribuição de sustentação. Nesse sentido, uma boa alternativa é começar

a modelar a aeronave através de softwares de projeto conceitual disponíveis, pois eles permitem a obtenção, dentre outros, dos dados aerodinâmicos ao longo do projeto, a medida em que a aeronave vai tomando forma. Os softwares gratuitos bastante utilizados para a modelagem da aeronave são: AVL, XFLR5 e OpenVSP.

Quando a modelagem da asa for concluída, inicia-se o projeto da empenagem, nessa etapa são definidos todos os parâmetros das caudas vertical e horizontal, tais como: enflechamento, diedro, aerofólio, razão de aspecto, afilamento, posição vertical e horizontal, envergadura, entre outros. É contundente continuar modelando a aeronave no software escolhido, para verificar a contribuição da empenagem na sustentação e arrasto, ou até mesmo para fazer uma análise de estabilidade prévia para investigar como a estabilidade é afetada pelas características das empenas. O trabalho (STRUETT, 2012) apresenta a modelagem das empenas através de margem estática e não através dos coeficientes de volume de cauda.

Após o projeto das empenas, deve-se iniciar o projeto fuselagem. A fuselagem deve ter comprimento e largura suficientes para acomodar toda a carga útil e todos os sistemas da aeronave. Além disso, deve ser projetada para gerar pouco arrasto.

Posteriormente à fuselagem, deve-se projetar o trem de pouso. Nessa etapa seleciona-se sua configuração, e a carga que deverá suportar para que se possa estimar seu tamanho e garantir que haja espaço na asa ou fuselagem, caso ele seja retrátil. O real projeto do trem de pouso é realizado em etapas posteriores à conceitual.

Com os quatro principais parâmetros determinados é possível refazer a estimativa de peso através das equações estatísticas de peso para cada componente. Com o peso de cada componente faz-se novamente o cálculo do centro de gravidade. Estabelece-se uma tolerância admissível entre o peso e posição do cg atuais e o peso e posição do cg antigas. Se essa tolerância não for cumprida, deve-se retornar à etapa de tração/peso e carga alar e, então, refazer o projeto de todos os componentes baseando-se nesse novo peso.

Quando a tolerância do peso e cg for alcançada deve-se fazer uma análise aerodinâmica completa da aeronave, para verificar se ela cumpre as condições aerodinâmicas estabelecidas anteriormente, ou seja, se gera a sustentação e arrasto esperados. Novamente estabelece-se uma tolerância para avaliar esse cumprimento. Caso não seja atingida, deve-se retornar à etapa de modelagem da asa. É conveniente utilizar algum dos softwares citados para realizar a análise aerodinâmica da aeronave completa.

Com a tolerância aerodinâmica cumprida, deve-se fazer uma análise da estabilidade estática e dinâmica. As empenas são projetadas para garantir estabilidade da aeronave, logo, uma análise de estabilidade completa deve ser realizada para constatar se as empenas foram

projetadas corretamente, ou seja, elas asseguram a estabilidade da aeronave. E isso deve ser feito ainda na etapa de projeto conceitual, uma vez que, em etapas posteriores não é esperado grandes mudanças na geometria da aeronave. Além disso as configurações da asa também influenciam na estabilidade, logo, caso os critérios de estabilidade não sejam alcançados deve-se retornar ao projeto da asa, no entanto, pode-se retornar diretamente ao projeto do componente que afeta em maior grau o modo que não cumpre o requisito, para economizar tempo, e, então, refazer a análise de estabilidade.

Quando os requisitos de estabilidade forem cumpridos deve-se fazer uma análise de desempenho, ou seja, como a aeronave se comporta nas variadas fases de voo: decolagem, subida, cruzeiro, curva, descida, aterrissagem, entre outras. Desempenho e carga paga são os parâmetros responsáveis pela venda de uma aeronave (GUDMUNDSSON, 2014). Logo, a previsão adequada de desempenho é de grande importância para o projeto, portanto, uma análise prévia do desempenho deve ser realizada ainda na etapa conceitual, uma vez que, é nessa etapa que grandes mudanças podem ser feitas.

Com os requisitos de desempenho satisfeitos avança-se para última etapa do projeto conceitual: otimização. De acordo com (ABDALLA, 2009), a otimização dedica-se a solucionar problemas práticos e efetivos que visam determinar uma melhor alternativa dentro de um universo dado (espaço de busca pela solução ótima). Apesar do nível de detalhes não ser profundo na etapa conceitual, as interações entre os componentes da aeronave são cruciais para um bom projeto conceitual. O projeto conceitual é um processo complexo que envolve a solução de muitas equações que avaliam múltiplas disciplinas como, por exemplo, sistema de motorização, aerodinâmica, estabilidade e controle, e assim por diante (ABDALLA, 2009). A Otimização Multidisciplinar de Projetos (MDO) é uma metodologia dirigida às interações entre diversas disciplinas de um sistema, com o objetivo de encontrar sua solução ótima. Para o projeto conceitual, a MDO deve ater-se às características globais do projeto ao invés de detalhes, citando como exemplo parâmetros tais como eficiência aerodinâmica, carga alar, carga de potência ao invés de formas aerodinâmicas de fuselagem e superfícies ideais ou, dimensionamento de componentes estruturais como a longarina de uma asa (ABDALLA, 2009). Existem várias técnicas para realizar uma MDO aplicada ao projeto conceitual de aeronaves, tais como: Entropia Estatística, Desdobramento da Função de Qualidade (QFD), Algoritmo Genético Multi-Objetivo (MOGA), entre outras.

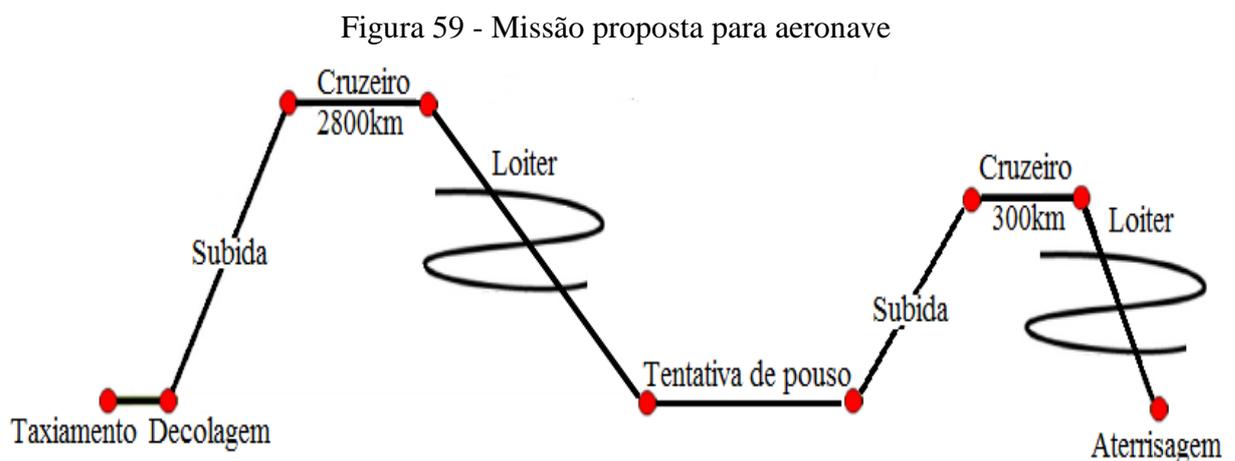
Ao final da otimização avança-se para próxima etapa do projeto, o projeto preliminar. Nessa etapa os especialistas começam a trabalhar em suas áreas específicas: estrutura, trem de pouso, sistemas de controle, entre outras. Alguns testes são iniciados em áreas como: aerodinâmica, propulsão, estruturas. Além disso, com a configuração da aeronave congelada, faz-se uma estimativa de custo melhorada.

## 5 EXEMPLO DE PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE

Com a metodologia proposta na Figura 58 desenvolve-se o projeto conceitual de aeronave subsônica desde seu início. Foi desenvolvido um código em MATLAB para auxiliar nos cálculos. Esse código é mostrado no apêndice A. Devido ao tempo para entregar esse trabalho, não foi possível contemplar todo o fluxograma. Esse exemplo, no entanto, demonstra como a geometria influencia a estabilidade.

### 5.1 DESCRIÇÃO DA MISSÃO E REQUISITOS DE PROJETO

Fazendo-se referência à seção 2.1, 2.2 e 3.1 foi determinado que a aeronave deve ser da categoria jato executivo leve com capacidade para operar em aeroportos brasileiros e transportar até 6 passageiros e dois pilotos. Deve voar 2800 km de cruzeiro, e na impossibilidade de pouso, voar mais 300km em cruzeiro até outro aeroporto. As etapas da missão são: taxiamento, decolagem, subida, cruzeiro, loiter, tentativa de pouso, subida, cruzeiro, loiter e aterrissagem. A missão descrita é ilustrada na Figura 59.



Fonte: Próprio Autor.

Definições adotadas:

- Cada passageiro possui massa de 82kg;
- Cada piloto possui massa de 91kg;

- A bagagem possui 35kg para ambos passageiros e pilotos;
- *Loiter* de 30 minutos;
- Altitude de cruzeiro de 35000ft;
- Velocidade de cruzeiro de 830km/h ou Mach=0.77;
- Primeiro cruzeiro 2800km;
- Segundo cruzeiro 300km.

## 5.2 MÉTODOS COMPARATIVOS

O método comparativo utilizado foi uma tabela com a disposição dos principais parâmetros para algumas aeronaves da mesma categoria. A comparação é mostrada na Tabela 28.

Tabela 28 - Comparação dos parâmetros de jatos executivos leves

	Hawker 400	Learjet 40XR	Citation CJ1	Citation CJ4	Phenom 300	Premier 1A	Valor Médio
Fabricante	Beechcraft	Bombardier	Cessna	Cessna	Embraer	Beechcraft	
Capacidade de passageiros	7	7	7	10	6	6	7
Alcance (km)	3135	2895	2871	4010	3650	2648	3201.5
Potência por motor (N)	12900	15560	8740	16110	14950	10230	13082
Velocidade de Cruzeiro (km/h)	820	852	748	835	834	854	824
Comprimento (m)	14.76	16.3	12.98	16.26	15.9	14.02	15
Envergadura (m)	13.26	14.56	15.19	15.49	16.2	13.56	15
Peso máximo de decolagem (kg)	7303	9545	4853	7761	8150	5670	7214
Área da asa (m <sup>2</sup> )	22.43	28.95	25	30.66		22.95	26

Fonte: (Wikipedia)

### 5.3 ESTIMATIVA DE PESO

Aplicando-se as equações da seção 3.2, com as definições adotadas anteriormente encontra-se a massa da aeronave ao final de cada etapa da missão, esses dados são apresentados na Tabela 29. O peso máximo de decolagem encontrado na primeira estimativa foi de 13633lbf. Após o cálculo detalhado e várias iterações o peso encontrado foi de 13050lbf.

Tabela 29 - Peso da aeronave ao final de cada etapa da missão

Etapa	Peso (lbf)
Inicial (Peso máximo de decolagem)	13050
Taxiamento	12789
Subida 1	12405
Cruzeiro 1	10767
Loiter 1	10597
Tentativa de pouso	10565
Subida 2	10248
Cruzeiro 2	10094
Loiter 2	9935
Pouso	9905

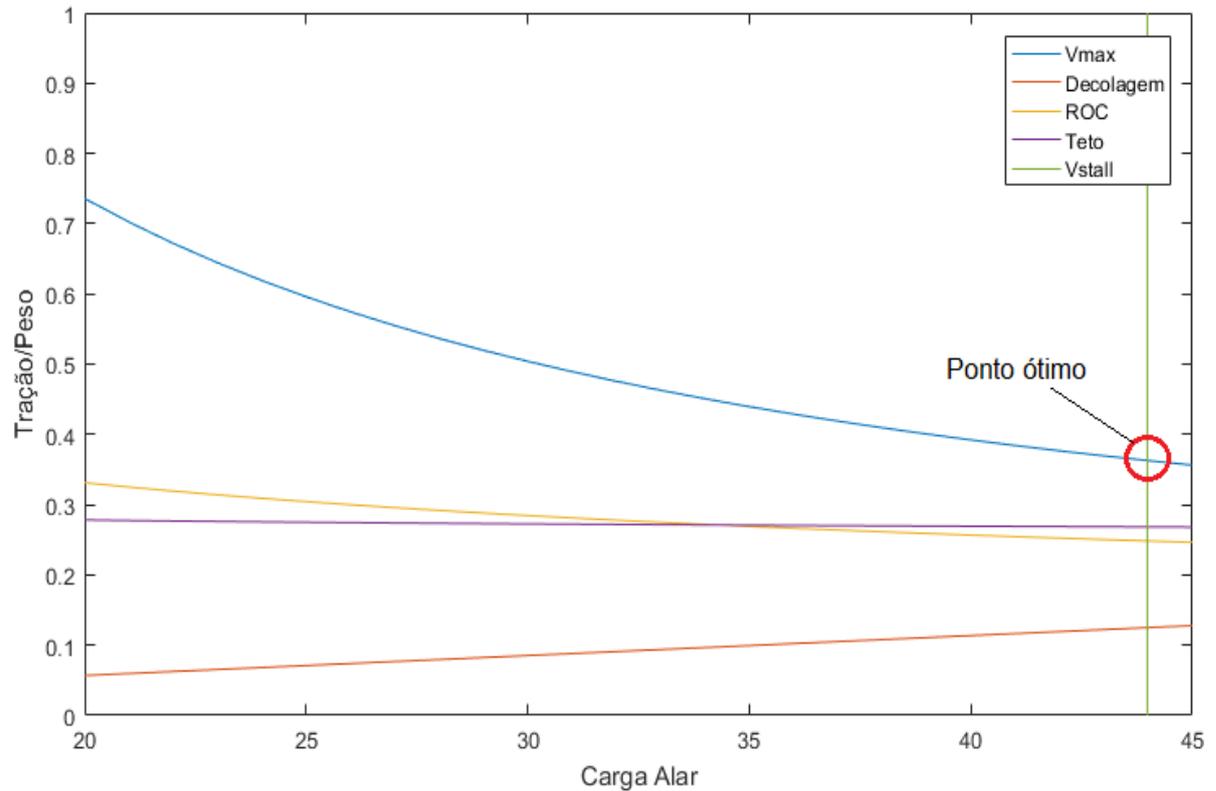
Fonte: Próprio Autor.

### 5.4 TRAÇÃO/PESO E CARGA ALAR

Aplicando-se as equações da seção 3.3, encontra-se o diagrama de restrições que relaciona tração peso e carga alar, apresentado na Figura 60. O ponto ótimo é de carga alar = 43.98 e tração/peso = 0.3628.

Para primeira estimativa, através do ponto ótimo foi encontrado tração de 22000N, e área da asa de 28.8m<sup>2</sup>. Ao final do projeto, o ponto ótimo manteve-se e a tração encontrada é 21063N e a área da asa 27.5m<sup>2</sup>. Os valores encontrados são condizentes com as demais aeronaves da categoria, comparando-os pela Tabela 29.

Figura 60 - Diagrama de restrições

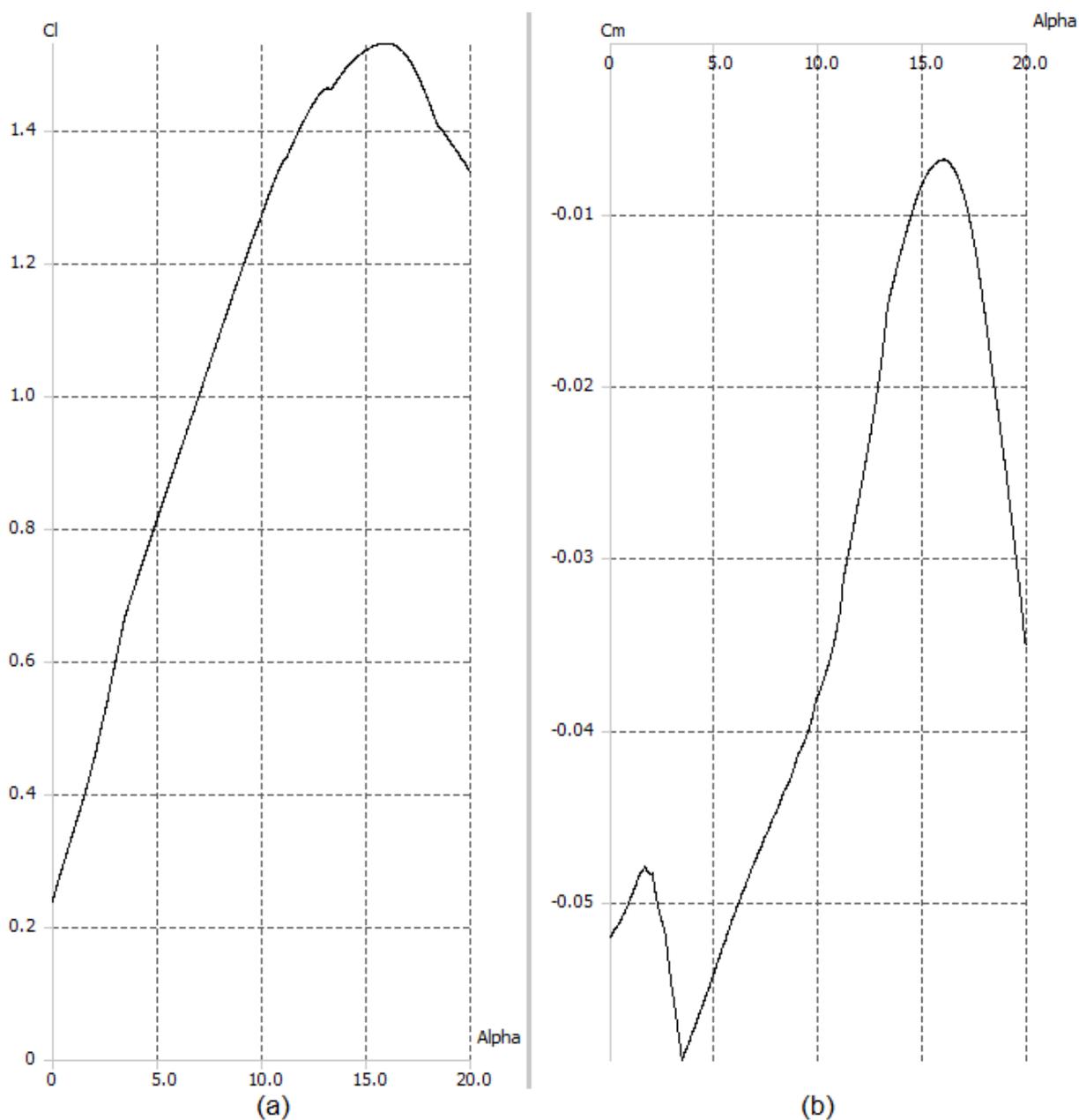


Fonte: Próprio Autor.

## 5.5 GEOMETRIA DE ASA

Com as considerações apresentadas na seção 3.4, desenvolve-se a geometria da asa. Como a maioria das aeronaves de transporte de passageiro utilizam a configuração asa baixa, essa configuração também foi adotada para esse projeto. O coeficiente de sustentação ideal encontrado foi de 0.2. Após algumas comparações foi escolhido o perfil NACA 2412. O software XFLR5 foi utilizado para aferir as qualidades aerodinâmicas do perfil. As curvas do coeficiente de sustentação e coeficiente de momento são mostradas na Figura 61. Essas curvas são referentes a Reynolds = 1000000. O gráfico mostra que o coeficiente de sustentação ideal é atingido em  $0^\circ$ , no entanto, após análise completa da asa verificou-se que esse coeficiente é satisfeito em aproximadamente  $1.5^\circ$ , portanto, a incidência da asa é de  $1.5^\circ$ .

Figura 61 – Perfil NACA 2412 simulado no software XFLR5. (a) Coeficiente de sustentação;  
(b) Coeficiente de momento



Fonte: Próprio autor

A razão de aspecto foi definida em 6, com isso, a envergadura da asa é de aproximadamente 13m. O ângulo de torção é nulo. O diedro é de  $5^\circ$  e o enflechamento de  $20^\circ$ .

A razão de afilamento é de 0.3, com isso, a corda na raiz é de 3m e a corda na ponta é de 0.9m.

## 5.6 EMPENAGEM

Com as considerações apresentadas na seção 3.5, desenvolve-se a geometria das empenas. Inicialmente a configuração escolhida foi cauda convencional, no entanto, ao longo do projeto percebeu-se que, a cauda-T é mais adequada. O perfil de aerofólio é o NACA 0009, para ambas as empenas.

As principais características da cauda horizontal são:

- Área: 95.41ft<sup>2</sup>;
- Envergadura: 19.5ft;
- Diedro: 5°;
- Afilamento: 0.3;
- Razão de aspecto: 4;
- Corda média: 4ft;
- Enflechamento: 20°.

As principais características da cauda vertical são:

- Área: 51.52ft<sup>2</sup>;
- Envergadura: 10.15ft;
- Afilamento: 0.7;
- Razão de aspecto: 2;
- Corda média: 5ft;

## 5.7 FUSELAGEM

Com as considerações apresentadas na seção 3.6, desenvolve-se a fuselagem. A fuselagem foi definida para transportar a tripulação e passageiros em conforto e segurança, além disso, para comportar todos os sistemas da aeronave como unidade auxiliar de potência (APU), tanque de combustível, bagagens, etc; O comprimento da fuselagem é de 50ft. A cabine do piloto é de 8,2ft. A cabine de passageiros, incluindo o lavatório, é de 30ft.

Dos cálculos de peso da aeronave sabe-se que a aeronave carrega 3303lb de combustível. A aeronave utiliza combustível de aviação JET A-1, cuja densidade é 52.4lb/ft<sup>3</sup>, necessitando, portanto, 63ft<sup>3</sup> de reservatório

## 5.8 ANÁLISE DE ESTABILIDADE

Com as considerações apresentadas na seção 3.8, desenvolve-se a análise de estabilidade. Para análise de estabilidade foi utilizado o software AVL. No entanto, esse software requer como entrada de dados os momentos de inércia e a posição do cg. Para encontrar esses parâmetros a aeronave foi modelada no software OpenVSP. Esse software calcula as propriedades de massa através da divisão da aeronave em várias seções. A densidade do material de cada parâmetro (asa, fuselagem, empenagem) foi estimada. A massa do motor foi estimada através do conhecimento da massa de motores de potência semelhante. O software retornou as propriedades conforme Tabela 30:

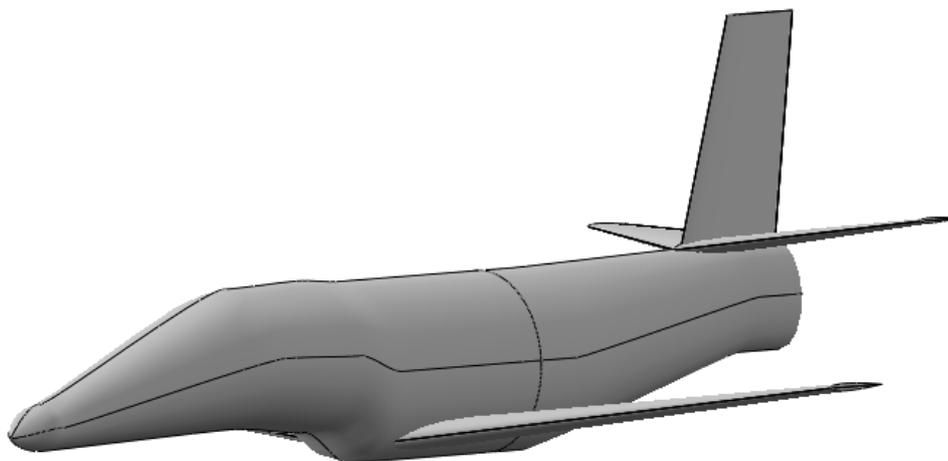
Tabela 30 – Propriedades de massa do software OpenVSP

Parâmetro	Valor	Unidade
Peso	13120	<i>lbf</i>
Posição do cg relativa ao nariz da aeronave	(29.3,0,0.671)	<i>ft</i>
$I_{xx}$	19872	<i>lbm · ft<sup>2</sup></i>
$I_{yy}$	32137	<i>lbm · ft<sup>2</sup></i>
$I_{zz}$	40205	<i>lbm · ft<sup>2</sup></i>

Fonte: Próprio Autor.

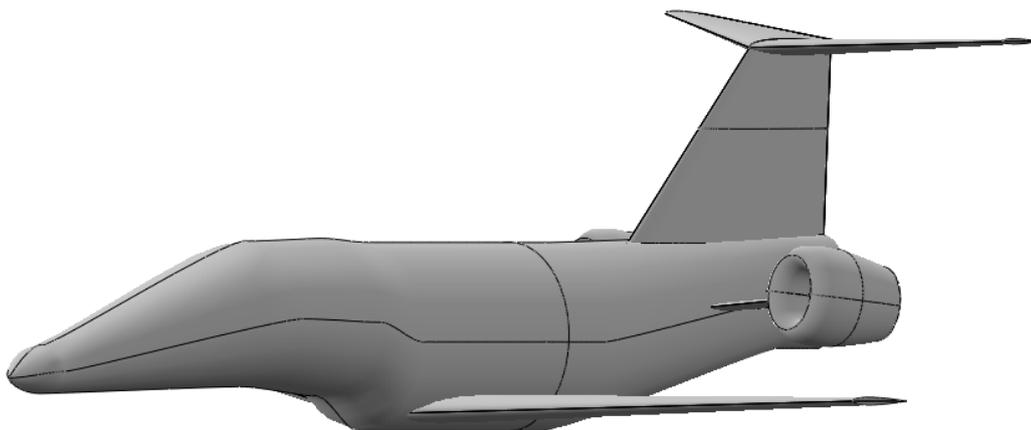
A configuração inicial e final da aeronave é mostrada na Figura 62 e Figura 63, respectivamente.

Figura 62 - Configuração inicial da aeronave modelada no software VSP



Fonte: Próprio Autor.

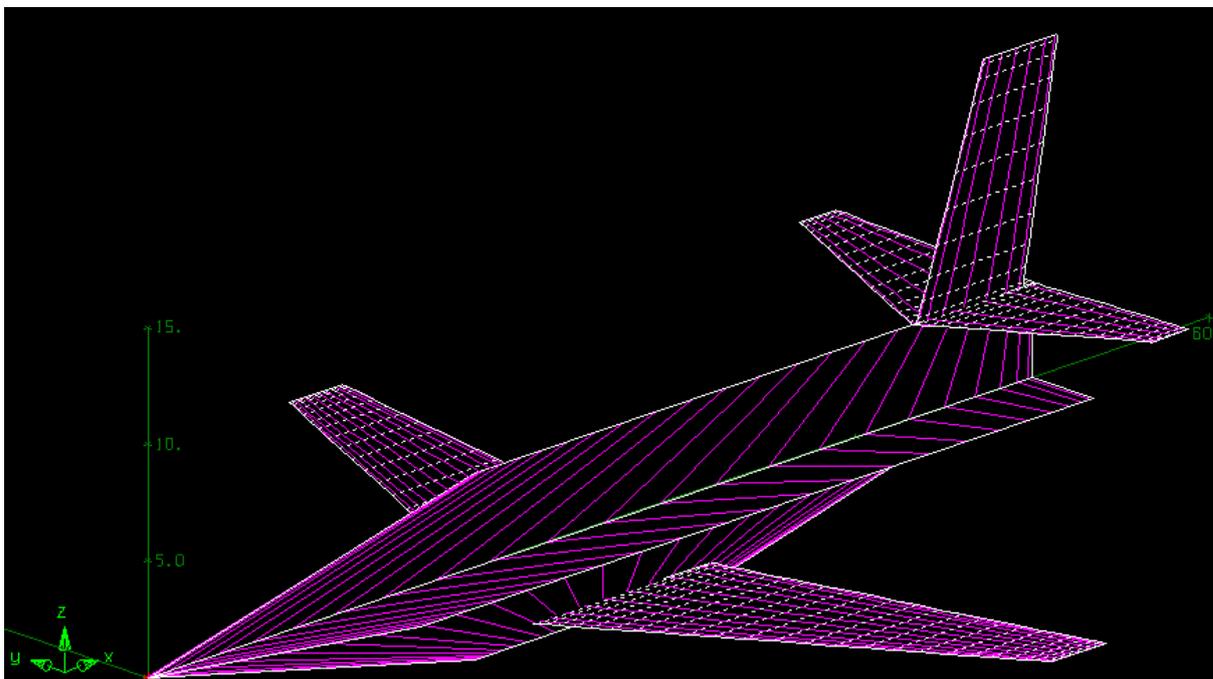
Figura 63 - Configuração final da aeronave modelada no software VSP



Fonte: Próprio Autor.

Nota-se pela Figura 63 que a área da empena vertical na configuração final é maior que a área na configuração inicial. O aumento da área foi necessário pois na configuração inicial a aeronave não era estável. Essa configuração, modelada no software AVL é mostrada na Figura 64.

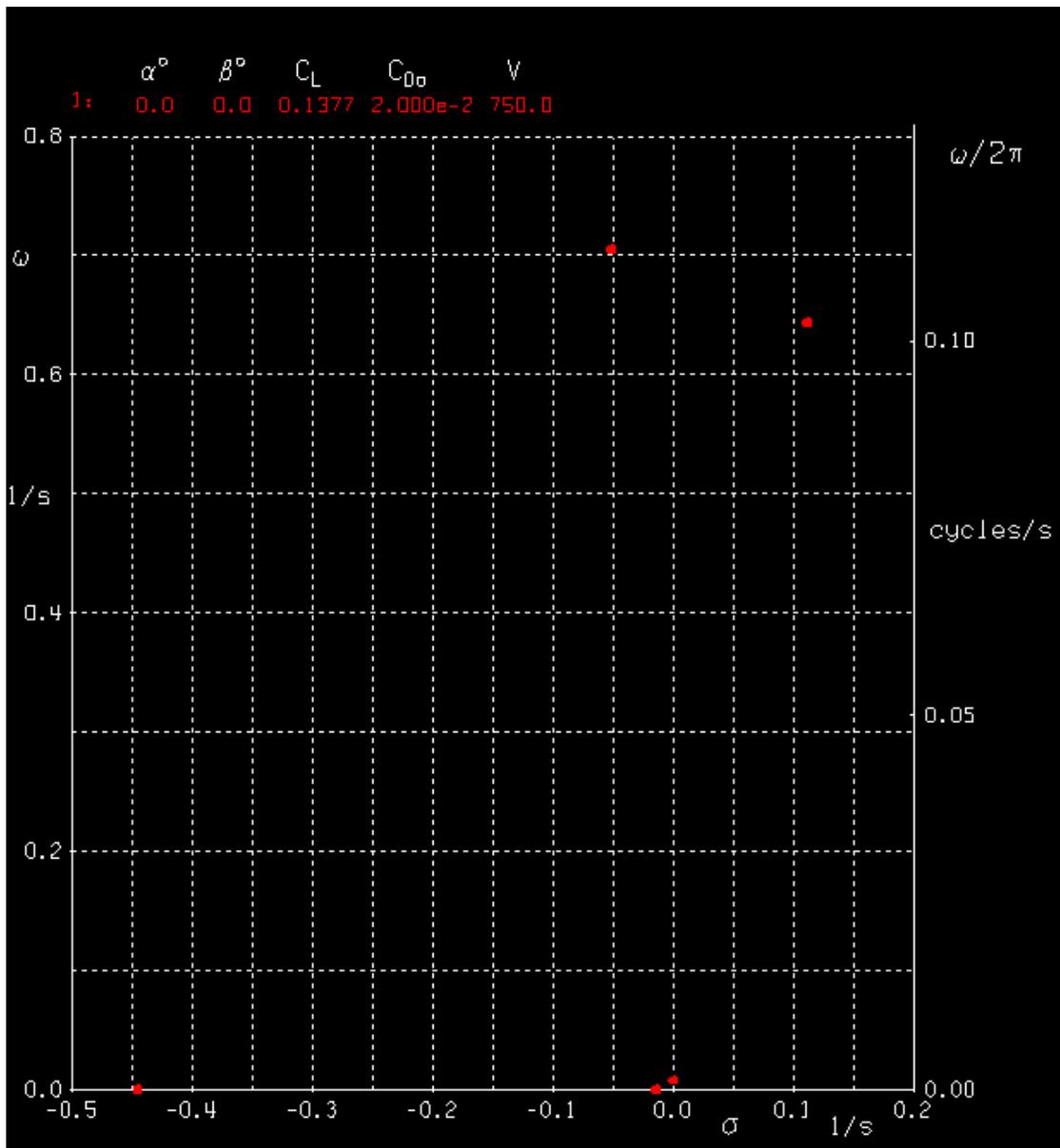
Figura 64 - Configuração inicial modelada no software AVL



Fonte: Próprio autor.

As simulações foram feitas para a condição de cruzeiro, ou seja, velocidade de 750ft/s em altitude de aproximadamente 35000ft, sem ângulo de ataque e sem ângulo de derrapagem. A 65 mostra os polos de estabilidade para a primeira configuração, nota-se que existe um polo no lado positivo do eixo horizontal, ou seja, a aeronave é instável para esse modo. Verificou-se que o modo em questão é o modo de rolagem holandesa. Para corrigir essa instabilidade fazem-se muitos ajustes na geometria, mas principalmente o aumento da área da empena vertical.

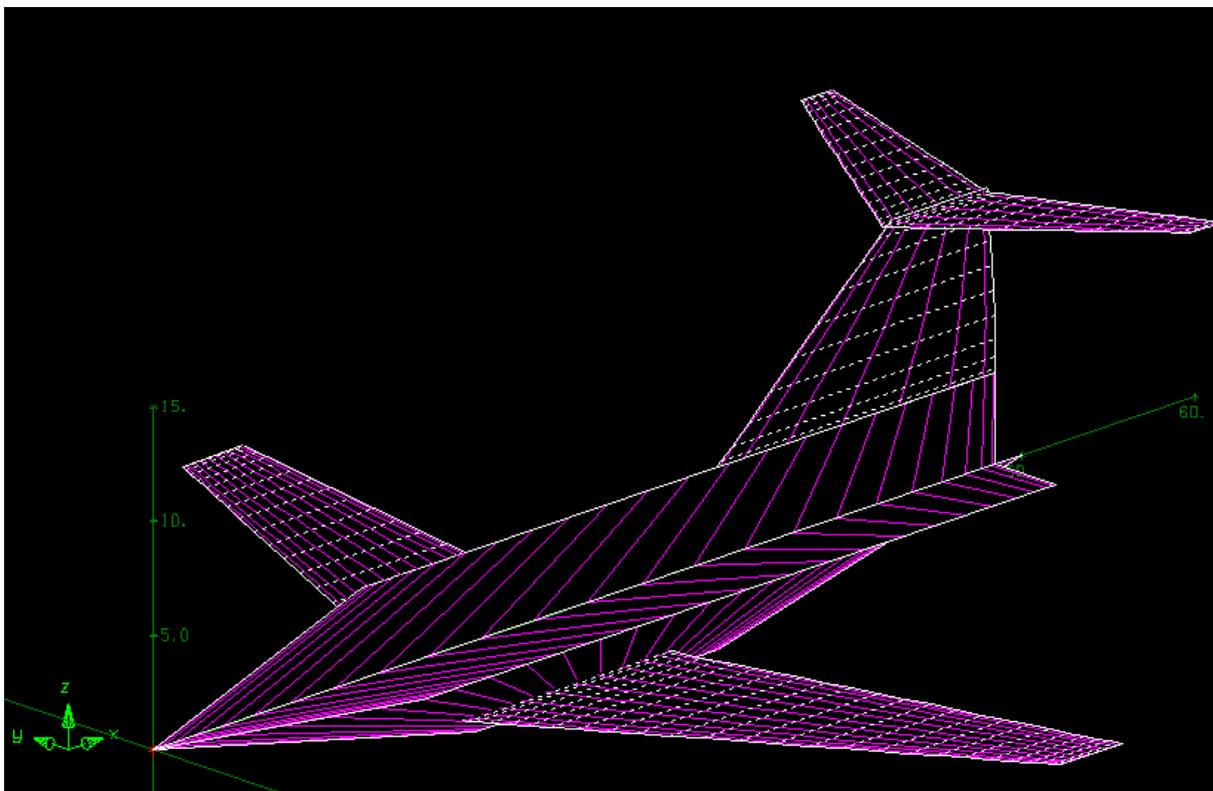
## 65 - Polos de estabilidade para a primeira configuração



Fonte: Próprio autor.

A configuração final da aeronave modelada no AVL é mostrada na Figura 66. As condições da simulação são as mesmas adotadas anteriormente.

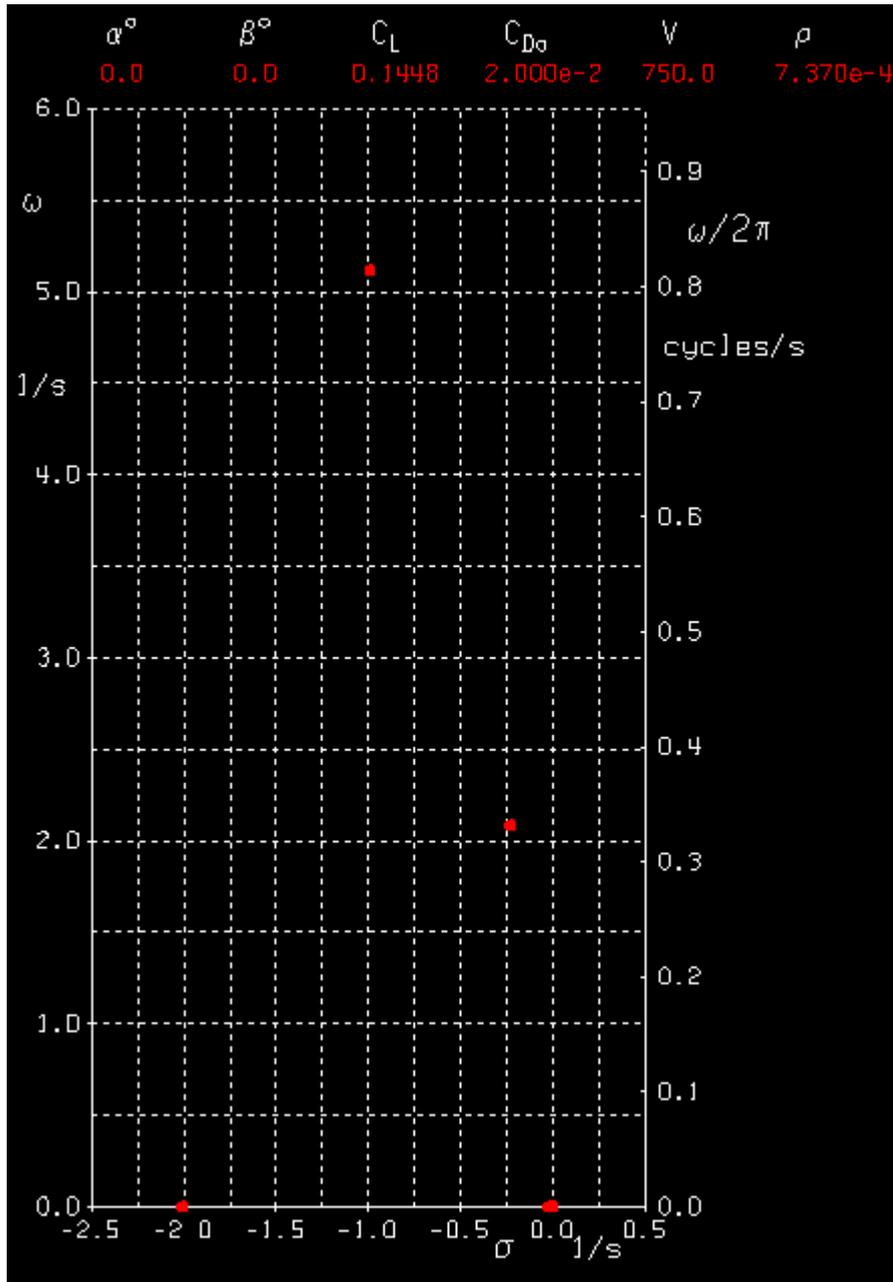
Figura 66 - Configuração final modelada no software AVL



Fonte: Próprio Autor

A Figura 67 mostra os polos de estabilidade para essa configuração. Vê-se que todos os polos são estáveis (lado esquerdo do gráfico), entretanto, deve-se analisar se a aeronave cumpre os critérios de qualidade de voo. Para isso utiliza-se a norma MIL-F-8785C, sendo a aeronave projetada da classe 2 e categoria B.

Figura 67 - Polos de estabilidade para a configuração final



Fonte: Próprio autor.

Calculando-se os critérios de qualidade de voo:

- Rolagem:

Polo (-2,0)

$\xi\omega_n=2 \text{ rad/s}$

$\tau=0.5s$

Constante de tempo máxima de rolagem nível 1: 1.4s. Portanto a aeronave consegue nível 1 de qualidade de voo para rolagem.

- Período curto

Polo (-1,0.81)

$$\xi=0.78$$

$$\omega_n=1.29 \text{ rad/s}$$

Constante de amortecimento de período curto para nível 1 deve estar entre 0.3 e 2. Portanto a aeronave consegue nível 1 de qualidade de voo para período curto.

- Rolagem holandesa

Polo (-0.4,0.31)

$$\xi\omega_n=0.4 \text{ rad/s}$$

$$\xi=0.8$$

$$\omega_n=0.5 \text{ rad/s}$$

O nível 1 de qualidade de voo para rolagem holandesa exige que a aeronave cumpra os seguintes requisitos:

$$\xi > 0.08 \xi$$

$$\omega_n > 0.15 \text{ rad/s}$$

$$\omega_n > 0.4 \text{ rad/s}$$

Portanto a aeronave consegue nível 1 de qualidade de voo para rolagem holandesa.

- Fugóide

Polo (-0.001,0) – Limite de estabilidade.

$$\xi=1$$

Para nível 1  $\xi$  deve ser maior que 0.04. Portanto a aeronave consegue nível 1 de qualidade de voo para fugóide.

- Espiral

Polo (-0.001,0) – Limite de estabilidade.

$$\tau_{1/2} = 693s$$

Para nível 1  $\tau_{1/2}$  deve ser maior que 12s. Portanto a aeronave consegue nível 1 de qualidade de voo para espiral.

## 5.9 COMENTÁRIOS GERAIS SOBRE O PROJETO

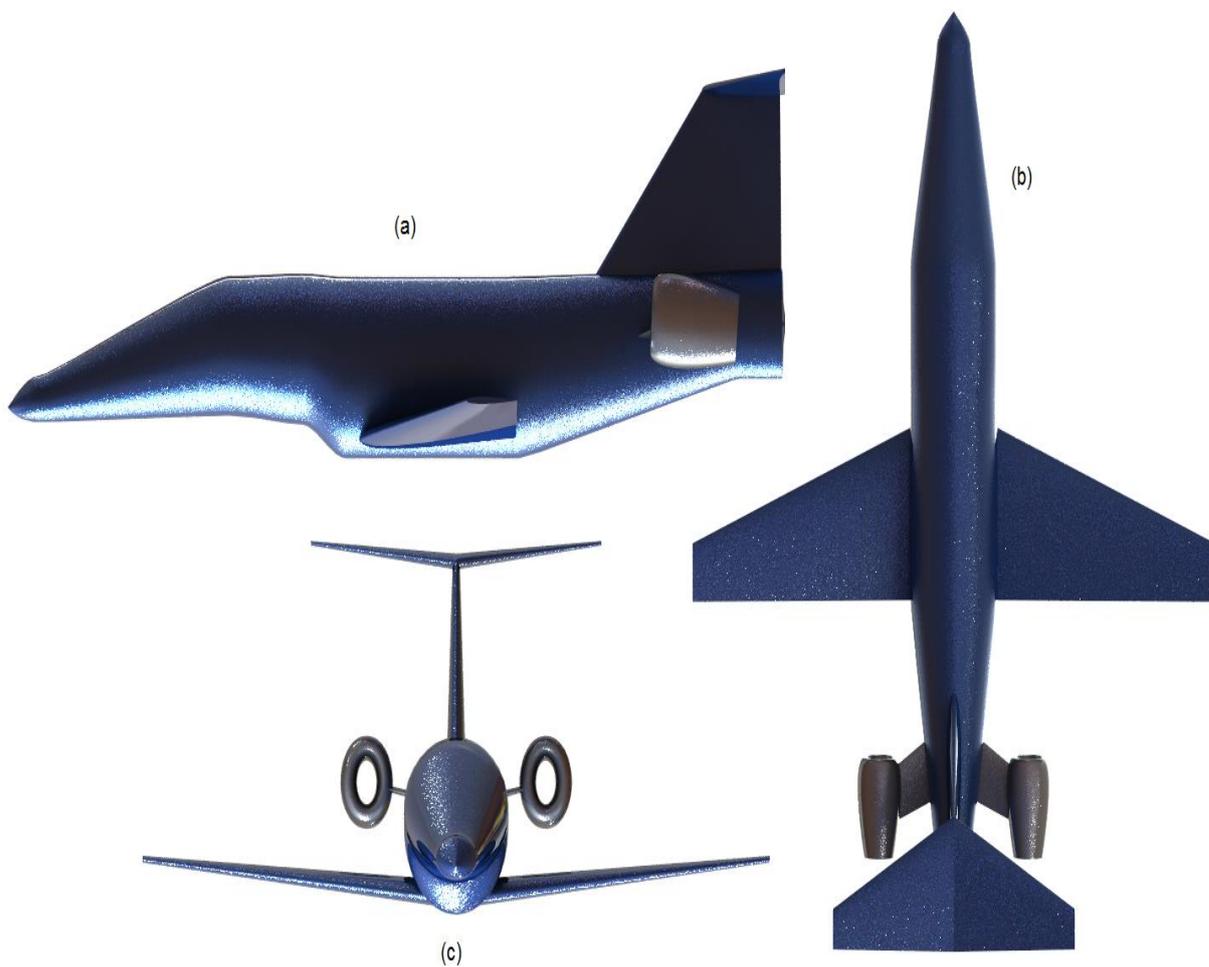
O projeto aqui apresentado, apesar de muitas iterações e refinamentos, não é a versão final da aeronave. Muitas análises ainda devem ser refeitas, de maneira mais criteriosa. No entanto, foi possível exemplificar, em linhas gerais, como ocorre o processo de projeto conceitual de aeronaves, pela metodologia do autor. Também mostrou as potencialidades dos softwares VSP, AVL e XFRL5. Além disso, foi possível verificar a influência da geometria na estabilidade da aeronave. A Figura 68 ilustra a configuração final da aeronave. E as Figura 69a, b e c ilustram as vistas lateral, superior e frontal, respectivamente.

Figura 68 - Aeronave renderizada



Fonte: Próprio Autor

Figura 69 – Vistas da aeronave



Fonte: Próprio Autor

## 6 CONCLUSÃO E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

### 6.1 CONCLUSÃO

O presente trabalho apresentou uma metodologia própria para o projeto conceitual de aeronaves, os detalhes dessa metodologia foram esclarecidos ao longo da seção de revisão. A metodologia apresentada defende a importância de realizar a análise de estabilidade na fase de concepção inicial da aeronave.

Esse trabalho também possibilitou uma visão de como a geometria da aeronave influencia sua estabilidade. Uma vez que em etapas posteriores à conceitual, não se espera grandes mudanças na configuração geral da aeronave, fazer uma análise de estabilidade no início do projeto é conveniente. Dependendo da configuração da aeronave, algumas correções, em etapas posteriores, ainda podem ser feitas sem afetar o projeto inteiro. No entanto, a configuração de asa voadora, por exemplo, qualquer alteração posterior no processo do projeto para fins de estabilidade e controle pode afetar adversamente a eficiência aerodinâmica da asa ou reduzir a capacidade de carga interna.

Também foram apresentados alguns softwares de análise de projeto conceitual. Esses softwares, além de gratuitos, são atualizados constantemente. Isso facilita a análise de estabilidade no início do projeto, além de possibilitar uma investigação sobre qual a configuração da aeronave que melhor atende aos requisitos.

O estudo de caso exemplificou, em linhas gerais, como ocorre o processo de projeto conceitual de aeronaves, pela metodologia do autor.

### 6.2 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Como sugestões de trabalhos futuros baseados no presente estudo pode-se propor:

- Otimizar o projeto conceitual para estabilidade e desempenho;
- Avaliação de impacto financeiro para correções de erros, em projetos que a estabilidade não tenha sido considerada na etapa conceitual;

## APENDICE A - CÓDIGO DESENVOLVIDO EM MATLAB PARA O PROJETO CONCEITUAL

```
clear all
clc
```

### Código para projeto conceitual de aeronave

```
%Esse código foi desenvolvido para o projeto conceitual de um jato
executivo light size
%Missão: taxi-takeoff-climb-cruise-loiter-attempt to land-climb-
cruise-loiter-land
%Requisitos: 6 passageiros + 2 pilotos
%Passageiros: cada um com média de 82kg(FAR 25) mais 35kg de bagagem
%Tripulação 1 piloto e 1 copiloto(cada um com 91kg e mais 35kg de
bagagem)
%Range 2800km + range 300km
%Velocidade de cruzeiro=830km/h
%Tempo de loiter=30min
%Cruzeiro em 35000ft
```

### Definição das variáveis

```
range1=2800;           %distância do primeiro cruzeiro
range2=300;           %distância do segundo cruzeiro
C=0.8;                %consumo específico em cruzeiro tabela 4
C_loiter=0.7;         %consumo específico em loiter tabela 4
v=830;                %Velocidade de cruzeiro[km/h]
v_ft=v*0.911344;     %Velocidade de cruzeiro[ft/s]
rho_cruzeiro=7.38e-4; %densidade do ar em 35000ft de acordo com a
tabela U.S standard [slug/ft3]
lift_drag_max=22;     %razão sustentação/arrasto
E=0.5;                %/tempo de loiter em horas
rho_0=0.002378;      %densidade a nível do mar [slug/ft3]
g_ft=32.17;          %gravidade em ft/s2
```

### Estimativa de peso

```
%Definições
Num_passageiros = 6;   %número de passageiros
Num_tripulacao = 2;   %número de pilotos e copilotos
Wpilotos = 91;        %massa dos pilotos [kg]
Wbagagem = 35;        %massa de cada bagagem [kg]
Wpessoa = 82;         %massa de cada passageiro [kg]

%Peso da tripulação
Wcrew=Num_tripulacao*(Wbagagem+Wpilotos); %[kg]

%Peso payload
Wpayload=Num_passageiros*(Wbagagem+Wpessoa); %[kg]

%Fração de combustível
```

```

taxi=0.98;           %taxiamento, tabela 3
climb1=0.97;        %subida, tabela 3
cruise1=exp((-range1*C)/(v*(0.866*lift_drag_max)));%primeiro cruzeiro
loiter1=exp(-E*C_loiter/(lift_drag_max));           %primeiro loiter
attemp_land=0.997; %tentativa de pouso,tabela 3
climb2=climb1;      %subida, tabela 3
cruise2=exp(-range2*C/(v*(0.866*lift_drag_max))); %segundo cruzeiro
loiter2=exp(-E*C_loiter/(lift_drag_max));           %segundo loiter
land=0.997;         %pouso, tabela 3

fracao=taxi*climb1*cruise1*loiter1*attemp_land*climb2*cruise2*loiter
2*land; %fração de combustível
W_fuel_W_TO=1.05*(1-fracao);%fração de combustível real, segurança
de 5% para combustível preso

%Fração de peso vazio
% W_e_W_TO=(W_TO*1.13E-6)+0.48 %equacao 3.2 com as constantes da
tabela 2

% Wo = (Wcrew + Wpayload)/(1-(fracao_fuel)-
(fracao_pesovazio)) Resolver essa eq. transcendental
Wo=fzero(@(wo) (1-0.48-W_fuel_W_TO)*wo-1.13E-6*wo^2-((Wcrew +
Wpayload)*2.2),4000);%4000 o chute inicial, o fator 2.2 para
transformar kg to lb

```

### Carga alar e tração peso

```

%Para velocidade de estol
CL_max=2;           %valor de CL max
pela tabela 6
V_stall_estimado=136; %velocidade de estol
[ft/s]
W_S_stall=0.5*rho_0*CL_max*(V_stall_estimado^2); %curva para estol

%Para velocidade máxima
W_S=15:45;         %range para plotagem
sigma=rho_cruzeiro/rho_0; %relação entre as densidades
CD_0=0.018;       %coeficiente de arrasto a zero graus
V_max=820;        %velocidade máxima [ft/s]
e=0.85;           %coeficiente de Oswald
AR=6;             %razão de aspecto da asa
K=1/(e*pi*AR);   %constante

T_W_Vmax=(0.5*rho_0*CD_0*(V_max^2)./(W_S))+
((2*K/(rho_cruzeiro*sigma*V_max^2)).*W_S); %curva para velocidade
máxima

%Para distância de decolagem
TOP=220;          %parâmetro de decolagem
CL_TO=0.8*CL_max; %coeficiente de sustentação
na decolagem

```

```

T_W_decolagem=W_S.*(1/(TOP*1*CL_TO)) ; %curva para decolagem

%Para rate of climb
ROC=45;%rate of climb
T_W_ROC=(ROC./(sqrt((2.*W_S)/(rho_0*sqrt(CD_0/K)))))+1/lift_drag_max
; %curva para taxa de subida

%Para teto
sigma_c=sigma; %relação de densidades para cruzeiro
ROC_c=1.667; %rate of climb em cruzeiro

T_W_teto=(ROC_c./(sigma_c*sqrt((2.*W_S)/(rho_0*sqrt(CD_0/K)))))+1/(s
igma_c*lift_drag_max); %curva para teto

plot(W_S,T_W_Vmax,W_S,T_W_decolagem,W_S,T_W_ROC,W_S,T_W_teto,[W_S_st
all W_S_stall],[0 1]) %plotagem das curvas
legend('Vmax','decolagem','ROC','teto','Vstall') %legenda das curvas

```

### Checagem do ponto ótimo

```

%p1,p2,p3 e p4 sao os pontos de interececção

p1=(0.5*rho_0*CD_0*(V_max^2)./(W_S_stall))+
((2*K/(rho_cruzeiro*sigma*V_max^2)).*W_S_stall);
p2=W_S_stall.*(1/(TOP*1*CL_TO));
p3=(ROC./(sqrt((2.*W_S_stall)/(rho_0*sqrt(CD_0/K)))))+1/lift_drag_ma
x;
p4=(ROC_c./(sigma_c*sqrt((2.*W_S_stall)/(rho_0*sqrt(CD_0/K)))))+1/(s
igma_c*lift_drag_max);

P_Totimo=max([p1 p2 p3 p4]); %valor da tração/peso de projeto
P_WSotimo=W_S_stall; %valor da carga alar de projeto

```

### Área da asa

```

S=Wo/P_WSotimo; %área da asa [ft2]
T=Wo*P_Totimo; %tração [lbf]

```

### Asa

```

% Perfil do aerofólio
Wf=(Wo-W_fuel_W_TO*Wo); %peso final[lbf]
Wi=Wo; %peso inicial[lbf]
Wm=(Wf+Wi)/2; %peso médio[lbf]

CLc=(2*Wm)/(rho_cruzeiro*(v_ft^2)*S);%Coef. sustentação em cruzeiro
CLcw=CLc/0.95; %Coef. sustentação da asa cruzeiro
Cli=CLcw/0.9; %Coef. sustentação ideal
CLmax=2*Wo/(S*rho_0*V_stall_estimado^2);%Coef. sustentação máximo

```

```

CLmax_w=CLmax/0.95; %Coef. sustentação máximo da asa
Clmax_gross=CLmax_w/0.9; %Coef. sustentação máximo bruto
deltaCl_HLD=0.8; %Coef. sustentação plain flap tabela 14
Clmax=Clmax_gross-deltaCl_HLD; %Coef. sustentação
máximo do aerofolio

%Com isso opta-se por escolher o aerofolio NACA2410

%Incidência
i_w=1.5; %incidência[graus]

%Razão de aspecto
AR=AR;%razão de aspecto da aspecto da asa, já definido anteriormente

% Razão de afilamento
lambda=0.3; %razão de afilamento

%Enflechamento
enflechamento=20; %enflechamento[graus]

%Ângulo de torção
alfa_t=0; %ângulo de torção[graus]

%Ângulo de diedro
diedro=5; %ângulo de diedro[graus]

%Geometria de asa
b=(AR*S)^0.5; %envergadura da asa [ft]
C_media=b/AR; %corda média da asa [ft]
C_root=(3/2)*(C_media)*((1+lambda)/(1+lambda+lambda^2)); %corda na
raiz da asa [ft]
C_tip=lambda*C_root; %corda na ponta da asa [ft]

```

### Cauda horizontal

```

V_HT=1; %coef. de volume de cauda
K_c=1.2; %parâmetro de fuselagem em forma conica
D_f=8; %diâmetro maximo da fuselagem [ft]
l_HT=K_c*((4*C_media*S*V_HT)/(pi*D_f))^0.5; %braço de momento [ft]

S_HT=(V_HT*C_media*S)/l_HT; %área da HT [ft2]

%Perfil do aerofólio
Cm_af=-0.04; %coeficiente de momento do perfil de aerofloio da asa
Cm_wf=0.01*alfa_t+Cm_af*((AR*(cosd(enflechamento))^2)/(AR+(2*cosd(en
flechamento))));%coeficiente de momento asa/fuselagem
neta_HT=0.85; %eficiência de cauda
delta_h=0.3; %variação do cg
CL_HT=(Cm_wf+CLc*delta_h)/(neta_HT*V_HT);%coeficiente de sustentação
da HT

%Aerofolio escolhido NACA009

```

```

%Incidência da HT
i_HT=0; %incidência[graus]

%Razão de aspecto da aspecto da HT
AR_HT=(2/3)*AR; %razão de aspecto da HT

%Razão de afilamento da HT
lambda_HT=lambda;%razão de afilamento

%Ângulo de diedro da HT
diedro_HT=5; %ângulo de diedro[graus]

%Enflechamento da HT
enflechamento_HT=enflechamento; %enflechamento[graus]

%Altura da HT em relação a asa
alfa_stall=12; %estol do aerofólio
h_HT_minimo=l_HT*tand(alfa_stall+3-i_w); %Altura mínima da HT em
relação a asa

%Geomtria da HT

b_HT=(AR_HT*S_HT)^0.5; %envergadura da HT [ft]
C_media_HT=b_HT/AR_HT; %corda média da HT [ft]
C_root_HT=(3/2)*(C_media_HT)*((1+lambda_HT)/(1+lambda_HT+lambda_HT^2
)); %corda na raiz da HT [ft]
C_tip_HT=lambda_HT*C_root_HT; %corda na ponta da HT [ft]

```

### Cauda vertical

```

V_VT=0.09; %coef. de volume da VT

l_VT=l_HT; %primeira aproximacao assumir mesma distancia da cauda
horizontal, braço de momento da VT [ft]
S_VT=(V_VT*b*S)/l_VT; %área da VT [ft2]

%Perfil do aerofólio
%Definido NACA009

%Incidência da VT
i_HT=0; %incidência[graus]

%Razão de aspecto da aspecto da VT
AR_VT=2; %razão de aspecto da VT

%Razão de afilamento da VT
lambda_VT=0.7; %razão de afilamento da VT

%Ângulo de diedro da VT
diedro_VT=0; %ângulo de diedro da VT[graus]

%Enflechamento da VT
enflechamento_VT=enflechamento; %enflechamento da VT[graus]

%Geomtria da VT

```

```

b_VT=((AR_VT*S_VT)^0.5);      %envergadura da VT [ft]
C_media_VT=b_VT/AR_VT;      %corda média da VT [ft]
C_root_VT=(3/2)*(C_media_VT)*((1+lambda_VT)/(1+lambda_VT+lambda_VT^2
)); %corda na raiz da VT [ft]
C_tip_VT=lambda_VT*C_root_VT; %corda na ponta da VT [ft]

```

### Fuselagem

```

fuselage_length=50; %comprimento da fuselagem [ft]
seat_width=1.65;    %largura do assento [ft]
aisle_width=1.7;    %largura do corredor [ft]
folga=0.4;          %folga entre assento e fuselagem interna [ft]

fuselage_width=2*seat_width+aisle_width+2*folga; %largura da
fuselagem [ft]

```

### Estimativa refinada de peso

```

%Asa
n_ult=3;                %fator de carga última
K_rho=0.0028;           %constante
rho_material=3.8;      %densidade do material[slug/ft3]
t_c_max=0.12;          %thickness/chord máxima
W_w=S*C_media*t_c_max*rho_material*K_rho*lambda^0.04*g_ft*(AR*n_ult/
(cosd(enflechamento))); %peso da asa [lbf]

%HT
K_rho_HT=0.025;        %constante
rho_material_HT=2.5;   %densidade do material[slug/ft3]
t_c_max_HT=0.09;       %thickness/chord máxima
W_HT=S_HT*C_media_HT*t_c_max_HT*rho_material_HT*K_rho_HT*lambda_HT^0
.04*V_HT^0.3*g_ft*(AR_HT/(cosd(enflechamento_HT))); %peso da HT
[lbf]

%VT
K_rho_VT=K_rho_HT;     %constante
rho_material_VT=rho_material_HT; %densidade do material[slug/ft3]
t_c_max_VT=t_c_max_HT; %thickness/chord máxima
W_VT=S_VT*C_media_VT*t_c_max_VT*rho_material_VT*K_rho_VT*lambda_VT^0
.04*V_VT^0.3*g_ft*(AR_VT/(cosd(enflechamento_VT))); %peso da VT
[lbf]

%Fuselagem

K_rho_fus=0.0026;      %constante
rho_material_fus=4;    %densidade do material[slug/ft3]

W_fus=fuselage_length*D_f^2*rho_material_fus*K_rho_fus*n_ult^0.25*g_
ft; %peso da fuselagem [lbf]

%Trem de pouso
K_L=1;                %constante

```

```

K_RET=1.07;      %constante trem retrátil
K_LG=0.28;      %constante
W_L=Wo*0.99;    %Peso máximo de aterrissagem
H_LG=3;        %comprimento do trem de pouso [ft]
n_ult_land=1;   %fator de carga última
W_LG=K_L*K_RET*K_LG*W_L*(H_LG/b)*n_ult_land^0.2;    %peso do trem de
pouso [lbf]

%Motores
K_e=2.6;        %constante
n_e=2;          %número de motores
W_e=824;        %peso de cada motor PW500-site fabricante
W_motor=K_e*n_e*(W_e^0.9);    %peso dos motores [lbf]

%Combustível
W_comb=Wo*W_fuel_W_TO;    %Peso do combustível [lbf]
W_outros= 800*2.2;        %Peso de outros que não foram contabilizados
[lbf]

W_refinado=W_w+W_HT+W_VT+W_fus+W_LG+W_motor+W_comb+((Wcrew+Wpayload)
*2.2)+W_outros; %Novo peso total [lbf]

dif=(Wo-W_refinado)/2.2; %Diferença entre o peso inicial e o novo
peso refinado [kg]

%substituir o valor de Wo pelo valor de W_refinado até que a
variável Dif seja satisfatória

disp('Peso estimado inicialmente[lbf]:')
disp(Wo)

disp('Peso refinado[lbf]:')
disp(W_refinado)

disp('Diferença[kg]:')
disp(dif)

disp('Área da asa[ft^2]:')
disp(S)

disp('Envergadura da asa[ft]:')
disp(b)

disp('Potência necessária[lbf]:')
disp(T)

```

## REFERÊNCIAS

- ABDALLA, A.M. 2009.** *OMPP para projeto conceitual de aeronaves baseado em heurísticas evolucionárias e de tomadas de decisões.* . São Carlos : s.n., 2009.
- Administration, Federal Aviation.** www.faa.gov. *Federal Aviation Regulations (2011), Department of Transportation.* [Online]
- BARROS, C.P. 2001.** *Uma metodologia para desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas.* Minas Gerais : s.n., 2001.
- COLEMAN, G. J. 2007.** *A generic stability and control tool for flight vehicle.* Arlington, Texas : Master of science in aerospace engineering, 2007.
- GUDMUNDSSON, S. 2014.** *General aviation aircraft design: applied methods and procedures.* . Oxford : Elsevier, 2014.
- HOWE, D. 2000.** *Aircraft Conceptual Design Synthesis.* Chippenham, Reino Unido : s.n., 2000.
- KOVÁCS, J. 1986.** *Filosofia de projeto um roteiro para desenvolvimento de aeronaves, Resumo de Palestras.* . 1986.
- KUNDU, A. K. 2010.** *Aircraft Design.* s.l. : Cambridge University Press , 2010.
- MIL-F-8785C.** Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL-F-8785C, Air Force. [Online]
- NICOLAI, L. M. e CARICHNER, G. E. 2010.** *Fundamentals of aircraft and airship design.* . Virginia : s.n., 2010.
- RAYMER, D. P. 1992.** *Aircraft Design: A Conceptual approach. Third edition.* Washington, D.C : s.n., 1992.
- ROSKAM, J. 1985.** *Airplane Design Parts I through VI.* Kansas : Lawrence, 1985.
- SADRAEY, M. H. 2013.** *Aircraft design: a systems engineering approach.* Chichester, West Sussex, Reino Unido : John Wiley and Sons, 2013.
- STRUETT, R. C. 2012.** *Empennage Sizing and aircraft stability using Matlab.* The Faculty of the Aerospace Engineering Department California Polytechnic State University : San Luis Obispo, 2012.
- Telegrama de Orville Wright, Orville Wright.** Telegrama de Orville Wright em Kitty Hawk, para seu pai, anunciando seus voos bem-sucedidos. Carolina do Norte : s.n.

**TORENBEEK, E. 2013.** *Advanced aircraft design: conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes.* . Chichester, West Sussex, Reino Unido : John Wiley and Sons, 2013.

— . **1976.** *Synthesis of subsonic airplane design.* . Rotterdam: Nijgh-Wolters-Noordhoff : s.n., 1976.

[www.catalina.org.uk](http://www.catalina.org.uk). [acesso em: 09 de Outubro de 2017.]