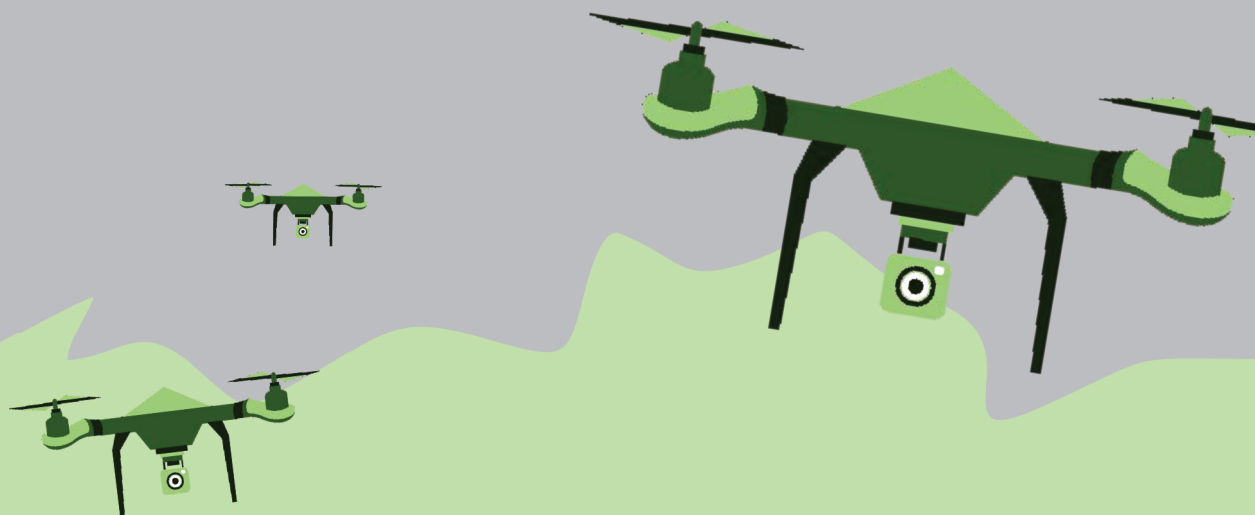


# FUNDAMENTOS DE PROJETO DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO-TRIPULADOS

Felipe Oliveira e Silva



# **FUNDAMENTOS DE PROJETO DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO-TRIPULADOS**

**Felipe Oliveira e Silva**

# FUNDAMENTOS DE PROJETO DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO-TRIPULADOS

Felipe Oliveira e Silva



Lavras/MG  
2025

© Editora UFLA 2025 by Felipe Oliveira e Silva.

Este livro é de uso livre e gratuito e pode ser copiado na íntegra ou em partes, desde que se cite a fonte. Qualquer dúvida ou informações, entre em contato conosco pelo e-mail: [editora@editora.ufla.br](mailto:editora@editora.ufla.br)

O conteúdo desta obra, além de autorizações relacionadas à permissão de uso de imagens e/ou textos de outro(s) autor(es), é de inteira responsabilidade do(s) autor(es) e/ou organizador(es).

Direitos de publicação reservados à Editora UFLA.

Impresso no Brasil - ISBN: 978-85-8127-120-0

## UNIVERSIDADE FEDERAL DE LAVRAS

Reitor: José Roberto Soares Scolforo

Vice-Reitor: Jackson Antônio Barbosa

Pró-Reitor de Extensão, Esporte e Cultura: Carlos Eduardo Silva Volpato

Diretoria de difusão de tecnologia: Marco Aurélio Carbone Carneiro

## CONSELHO EDITORIAL RESPONSÁVEL PELA OBRA

Andréia da Silva Coutinho, Angélica Souza da Mata, Camila Souza de Oliveira Guimarães, Erick Darlisson Batista, Fernanda Gomes e Souza Borges, Flávio Meira Borém, Giancarla Aparecida Botelho Santos, Giovanna Rodrigues Cabral, Graziane Sales Teodoro, Ilsa do Carmo Vieira Goulart, Lucas Rezende Gomide, Maria das Graças Cardoso, Patrícia Aparecida Ferreira, Roney Alves da Rocha, Rony Antônio Ferreira, Zuy Maria Magriotis

Referências Bibliográficas: Késia Portela de Assis

Revisão de Texto: Alice de Fátima Vilela

## EXPEDIENTE EDITORA UFLA

Fernanda Gomes e Souza Borges (Coordenadora)

Damiana Joana Geraldo Souza

Elisângela Quintela Torquato

Késia Portela de Assis

Marco Aurélio Costa Santiago

Patrícia Carvalho de Morais

Renata de Lima Rezende

Vítor Lúcio da Silva Naves

Walquíria Pinheiro Lima Bello

Ficha catalográfica elaborada pelo Setor de Processamento Técnico da Biblioteca  
Universitária da UFLA

Silva, Felipe Oliveira e.

Fundamentos de projeto de veículos aéreos não-tripulados / Felipe Oliveira e Silva. Lavras: Ed. UFLA, 2025.

319 p. : il.

ISBN: 978-85-8127-120-0

<https://doi.org/10.60144/9788581271200>

1. VANT e Drone. 2. Robótica Aérea.. 3. RPA, UAV. I. Universidade Federal de Lavras .II. Título.

CDD - 628.1333

Ficha elaborada por Defátima Aparecida Silva Pessoa (CRB 6/1496)



**EDITORA DA UNIVERSIDADE FEDERAL DE LAVRAS**

Trevo Rotatório Professor Edmir Sá Santos, s/n. Campus Histórico da UFLA. Caixa Postal 3037,

CEP 37.203-202 - Lavras/MG, Tel: (35) 3829-1532 - (35) 3829-1551

E-mail: [editora@ufla.br](mailto:editora@ufla.br), Homepage: [www.editora.ufla.br](http://www.editora.ufla.br)

## DADOS DO AUTOR

**Felipe Oliveira e Silva** (felipe.oliveira@ufla.br) possui graduação em Engenharia de Controle e Automação (com láurea acadêmica) pela Universidade Federal de Itajubá (UNIFEI), em Itajubá, Brasil (2012); mestrado em Engenharia de Sistemas (área de concentração: Eletrônica, Sinais e Microssistemas) pelo *Institut National des Sciences Appliquées, Centre Val de Loire* (INSA CVL), em Blois, França (2013); e doutorado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica (área de concentração: Sistemas Aeroespaciais e Mecatrônica) pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), em São José dos Campos, Brasil (2016). Em 2012, atuou como Estagiário na *Alcatel-Lucent Bell Labs France*, em Villarceaux, França. De 2013 a 2014, atuou como Pesquisador Colaborador no Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), em São José dos Campos, Brasil. Desde 2014, é Professor Adjunto na Universidade Federal de Lavras (UFLA), em Lavras, Brasil, onde ministra disciplinas para os cursos de Engenharia de Controle e Automação (Graduação) e Engenharia de Sistemas e Automação (Pós-Graduação). Desde 2017, é sócio da microempresa de base tecnológica Inovação em Mecanização Agrícola Ceifa Ltda. (CEIFA), em Lavras, Brasil. Em 2018, atuou como Professor Visitante na *École Centrale de Nantes* (ECN), em Nantes, França, no âmbito do ERASMUS *Joint Master Program on Advanced Robotics* (EMARO+). De 2018 a 2019, atuou como Professor Visitante na *University of California Riverside* (UCR), em Riverside, EUA. Desde 2020, é bolsista de produtividade do Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), na modalidade Desenvolvimento Tecnológico e Extensão Inovadora (DT). Tem interesse nos seguintes temas: Estimação de Estados, Filtragem Estocástica, Fusão de Sensores, Instrumentação e Robótica. Áreas de aplicação incluem: Sistemas de Navegação, Controle e Guiamento (GNC), Sistemas de Navegação Inercial (INS), Sistemas de Navegação Global por Satélites (GNSS), Veículos Autônomos Conectados (CAV) e Agricultura de Precisão (AP). É membro do Instituto de Engenheiros Eletricistas e Eletrônicos (IEEE), da Federação Internacional de Controle Automático (IFAC), da Sociedade Brasileira de Automática (SBA) e da Sociedade Brasileira de Computação (SBC). É membro fundador da Sociedade Brasileira de Robótica (SBRobótica)

# APRESENTAÇÃO

Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs), mais conhecidos como Aeronaves Remotamente Pilotadas (ARPs) e/ou drones, são uma tecnologia que chegou para ficar! Desde a sua primeira idealização/concepção, não cessam de surgir novas aplicações e possibilidades de utilização dessa plataforma, a qual se mostra, a cada dia, mais versátil, robusta e acessível aos mais diversos públicos. É difícil imaginar onde tais aplicações poderão chegar, mas é fato que, num futuro muito próximo, os VANTs participarão de maneira indissociável de nossas vidas cotidianas. Nesse cenário, não é difícil também prever que uma grande demanda surgirá (como já tem acontecido) por pessoas que não apenas saibam como operar VANTs, e/ou entendam dos requisitos/aspectos legais relacionados ao seu uso, mas principalmente, que saibam como projetá-los!

Esse livro foi elaborado para você, leitor(a), que vislumbra o grande potencial de mercado, o qual tem sido aberto em decorrência da disseminação do uso de VANTs, e que deseja se capacitar na área de concepção/projeto dos mesmos. O presente material foi preparado com bastante esmero e cuidado, buscando apresentar ao(à) leitor(a) o que há de mais moderno e atual na área de projeto de VANTs, incluindo todas as subetapas e subsistemas que são considerados imprescindíveis para o pleno funcionamento de um VANT. A abordagem de projeto aqui apresentada pode ser vista como correspondendo ao que efetivamente se é preconizado e implementado na indústria de VANTs, sejam eles para aplicação civil ou militar.

O livro, de forma geral, é baseado na atual e extremamente completa obra do autor internacionalmente reconhecido e respeitado, Mohammad H. Sadraey, *Design of Unmanned Aerial Systems*, a qual, desde já, eu sugiro que seja consultada pelo(a) leitor(a) que deseja se aprofundar no assunto. Apesar do título “Fundamentos...”, esse livro foi elaborado cuidando para que detalhes e conceitos técnicos relacionados às áreas de engenharia e aviação fossem suficientemente explicados e conceituados no próprio material, de forma a torná-los fáceis de apreender, especialmente por parte dos leitores que não estão familiarizados com os mesmos.

A todos que se dispuseram a embarcar nessa jornada tecnológica, repleta de novos conceitos, aprendizados e possibilidades, tenham certeza de que ela não será em vão. Meus sinceros votos de sucesso e boa leitura!

# Sumário

<b>CAPÍTULO 1: Fundamentos de Projeto .....</b>	<b>14</b>
1.1 Introdução .....	14
1.2 Classificação de VANTs .....	15
1.3 Exemplos de Alguns VANTs Bem Sucedidos .....	17
1.3.1 Global Hawk .....	17
1.3.2 RQ/MQ-1 Predator A .....	18
1.3.3 MQ-9 Predator B Reaper .....	19
1.3.4 RQ-5A Hunter .....	20
1.3.5 RQ-7 Shadow 200 .....	20
1.3.6 RQ-2A Pioneer .....	21
1.3.7 RQ-170 Sentinel .....	22
1.3.8 Hermes 900 .....	22
1.3.9 X-45A .....	23
1.3.10 Micro-flying Robot .....	23
1.3.11 Resumo .....	25
1.4 Critérios de Projeto, Objetivos e Prioridades .....	25
1.5 Equipes de Projeto .....	27
1.6 Abordagem de Engenharia de Sistemas .....	28
1.6.1 Projeto Conceitual de VANTs .....	28
1.6.2 Projeto Preliminar de VANTs .....	30
1.6.3 Projeto Detalhado de VANTs .....	32
1.6.4 Revisão de Projeto, Avaliação e Realimentações .....	32
<b>CAPÍTULO 2: Projeto Preliminar .....</b>	<b>33</b>
2.1 Introdução .....	33
2.2 Estimação do Peso Máximo de Decolagem .....	33
2.2.1 Composição do Peso .....	33
2.2.2 Peso da Carga Útil .....	34
2.2.3 Peso do Piloto Automático .....	36
2.2.4 Peso do Combustível .....	36
2.2.5 Peso da Bateria .....	39
2.2.6 Peso a Vazio .....	41
2.3 Dimensionamento da Asa e do Motor .....	42
2.4 Quadricópteros .....	45
<b>CAPÍTULO 3: Disciplinas de Projeto .....</b>	<b>49</b>
3.1 Introdução .....	49

3.2 Projeto Aerodinâmico .....	49
3.3 Projeto Estrutural .....	50
3.4 Projeto do Sistema de Propulsão .....	51
3.4.1 Diretrizes Gerais de Projeto .....	51
3.4.2 Motores Elétricos .....	53
3.5 Projeto do Trem de Pouso .....	54
3.6 Projeto do Sistema de Transmissão de Potência .....	55
3.7 Sistemas Elétricos .....	56
3.7.1 Fundamentos .....	56
3.7.2 Recomendações de Segurança .....	57
3.7.3 Diagramas Elétricos .....	57
3.7.4 Isolação e Blindagem .....	58
3.7.5 Baterias .....	58
3.7.6 Geradores .....	58
3.8 Projeto das Superfícies de Controle .....	59
3.9 Análise de Segurança .....	62
3.9.1 Lições Aprendidas com Projetos Anteriores .....	62
3.9.2 Prováveis Modos de Falhas de Subsistemas e Componentes ...	65
3.10 Diretrizes de Instalação .....	65
3.10.1 GNSS/Bússola .....	66
3.10.2 IMU .....	66
3.10.3 Motores Elétricos .....	66

## **CAPÍTULO 4: Projeto Aerodinâmico .....67**

4.1 Introdução .....	67
4.2 Fundamentos de Aerodinâmica .....	68
4.3 Projeto da Asa .....	69
4.3.1 Seleção/Projeto do Aerofólio .....	71
4.3.2 Técnica de Projeto da Asa .....	72
4.4 Projeto da Cauda .....	77
4.4.1 Configuração da Cauda .....	77
4.4.2 Técnica de Projeto da Cauda Horizontal .....	80
4.4.3 Técnica de Projeto da Cauda Vertical .....	81
4.5 Projeto da Fuselagem .....	83
4.6 Antena .....	86
4.7 Projeto Aerodinâmico de Quadricópteros .....	88
4.8 Diretrizes Gerais do Projeto Aerodinâmico .....	88

## **CAPÍTULO 5: Fundamentos de Projeto do Piloto Automático ....90**

5.1 Introdução .....	90
----------------------	----

5.2	Modelagem Dinâmica .....	93
5.2.1	Modelo Fundamental .....	94
5.2.2	Função de Transferência .....	96
5.2.3	Representação em Espaço de Estados .....	98
5.3	Forças e Momentos Aerodinâmicos .....	99
5.3.1	Derivadas de Estabilidade e Controle .....	100
5.4	Técnicas de Simplificação de Modelos Dinâmicos .....	101
5.4.1	Linearização .....	101
5.4.2	Desacoplamento .....	103
5.5	Modelos Dinâmicos de Vants de Asa Fixa .....	104
5.5.1	Equações do Movimento Não-lineares Acopladas .....	104
5.5.2	Equações do Movimento Não-lineares Desacopladas .....	105
5.5.3	Equações do Movimento Lineares Acopladas .....	106
5.5.4	Equações do Movimento Lineares Desacopladas .....	107
5.6	Aproximações do Modelo Dinâmico .....	108
5.6.1	Aproximação do Movimento de Arfagem Puro .....	108
5.6.2	Aproximação do Movimento de Rolamento Puro .....	108
5.6.3	Aproximação do Movimento de Guinada Puro .....	109
5.7	Modelo Dinâmico de Quadricópteros .....	109
5.7.1	Modelo Dinâmico .....	111
5.8	Modos de Operação de Pilotos Automáticos .....	112
5.8.1	Modo de Aumento de Estabilidade .....	112
5.8.2	Modo de Retenção .....	114
5.9	Métodos Numéricos de Simulação de Voo .....	115
5.10	Processo de Projeto do Piloto Automático .....	116

## **CAPÍTULO 6: Projeto do Sistema de Controle .....118**

6.1	Introdução .....	118
6.2	Fundamentos de Sistemas de Controle .....	118
6.2.1	Lugar das Raízes .....	121
6.2.2	Resposta em Frequência .....	121
6.3	Servo/Atuador .....	122
6.3.1	Atraso .....	123
6.3.2	Saturação .....	124
6.4	Requisitos de Controle de Voo .....	125
6.4.1	Requisitos de Controle Longitudinal .....	125
6.4.2	Requisitos de Controle Lateral .....	126
6.4.3	Requisitos de Controle Direcional .....	126
6.5	Modos de Controle .....	126
6.5.1	Modo Retenção de Altitude .....	128

6.5.2 Modo Retenção de Arfagem .....	129
6.5.3 Modo Nivelador de Asas .....	130
6.5.4 Modo Amortecedor de Guinada .....	131
6.5.5 Modo Pouso Automático .....	132
6.5.6 Modo Coordenador de Curva .....	133
6.6 Tipos de Controladores .....	134
6.6.1 Controlador Proporcional-Integral-Derivativo .....	134
6.6.2 Controlador Ótimo .....	135
6.6.3 Controlador Adaptativo .....	136
6.6.4 Controlador Robusto .....	138
6.6.5 Controlador Digital .....	139
6.7 Processo de Projeto do Sistema de Controle .....	140

## **CAPÍTULO 7: Projeto do Sistema de Guiamento .....142**

7.1 Introdução .....	142
7.2 Fundamentos .....	143
7.3 Leis de Guiamento .....	145
7.4 Lei de Guiamento por Comando .....	146
7.5 Lei de Guiamento PN .....	148
7.6 Lei de Guiamento por Perseguição .....	149
7.7 Lei de Guiamento por Pontos de Rota .....	150
7.7.1 Tipos de Guiamento por Pontos de Rota .....	151
7.7.2 Segmentos de uma Trajetória Horizontal (Nivelada) .....	152
7.7.3 Algoritmo de Guiamento por Pontos de Rota .....	153
7.7.4 Manobrabilidade do VANT .....	156
7.8 Detecção e Desvio .....	157
7.8.1 Técnicas de Sensoriamento .....	157
7.8.2 Prevenção de Colisão .....	160
7.9 Voo em Formação .....	162
7.10 Processo de Projeto do Sistema de Guiamento .....	164

## **CAPÍTULO 8: Projeto do Sistema de Navegação .....165**

8.1 Introdução .....	165
8.1.1 Conceitos Preliminares .....	166
8.2 Sistemas de Coordenadas e <i>Datums</i> .....	168
8.3 Sistema de Navegação Inercial .....	170
8.3.1 Equações de Navegação .....	171
8.4 Sistema de Posicionamento Global .....	173
8.5 Navegação Baseada em Terreno .....	175
8.6 Filtro de Kalman .....	176

8.7 Sensores de Navegação .....	178
8.7.1 Acelerômetros .....	178
8.7.2 Giroscópios/Girômetros .....	180
8.7.3 Tubos de Pitot .....	182
8.7.4 Altímetros .....	183
8.7.5 Bússolas/Magnetômetros .....	184
8.7.6 Módulos MEMS .....	185
8.8 Perturbações de Voo .....	186
8.8.1 Rajadas de Vento .....	186
8.8.2 Ruído de Medição .....	188
8.8.3 Rotação do Rotor/Hélice .....	188
8.8.4 Efeito Coriolis .....	189
8.9 Processo de Projeto do Sistema de Navegação .....	190

## **CAPÍTULO 9: Microcontrolador .....192**

9.1 Introdução .....	192
9.2 Fundamentos .....	194
9.2.1 Microcontrolador vs. Microprocessador .....	195
9.2.2 Tipos de Encapsulamento .....	196
9.2.3 Módulos/Componentes .....	197
9.2.4 Atmel ATmega644P .....	199
9.3 Interface com Atuadores/Sensores .....	200
9.4 Sistemas Embarcados .....	202
9.5 Programação de Microcontroladores .....	203
9.6 Programação em C .....	204
9.6.1 Exemplo de Código: Detecção de um LED Defeituoso .....	205
9.7 Arduino .....	207
9.7.1 Programação de Arduino .....	207
9.7.2 Arduino Uno .....	209
9.7.3 Exemplo de Código: Controle em Malha Aberta de um Servo ....	210
9.7.4 Arduino e MATLAB .....	212
9.8 Pilotos Automáticos Comerciais de Código Aberto .....	212
9.8.1 ArduPilot .....	213
9.8.2 PX4 Pixhawk .....	213
9.8.3 MicroPilot .....	214
9.8.4 WooKong .....	214
9.9 Processo de Projeto do Microcontrolador .....	214

## **CAPÍTULO 10: Projeto dos Sistemas de Lançamento e Recuperação .....216**

10.1 Introdução .....	216
10.2 Tecnologias e Técnicas de Lançamento .....	217
10.2.1 Lançamento Auxiliado por Foguete .....	217
10.2.2 Lançamento Catapultado .....	218
10.2.3 Lançadores Pneumáticos .....	220
10.2.4 Lançadores Hidráulicos .....	221
10.2.5 Lançamento Aéreo .....	222
10.2.6 Lançamento Manual .....	222
10.3 Equipamento Lançador .....	223
10.3.1 Rampa .....	224
10.3.2 Plataforma Elevatória .....	224
10.3.3 Veículo Lançador .....	227
10.4 Fundamentos do Lançamento .....	227
10.4.1 Equações Governantes .....	227
10.4.2 Compensação Longitudinal .....	229
10.5 Tecnologias e Técnicas de Recuperação .....	230
10.5.1 Recuperação por Rede .....	231
10.5.2 Recuperação por Cabo .....	231
10.5.3 Recuperação por Biruta .....	233
10.5.4 Recuperação por Paraquedas .....	233
10.5.5 Recuperação por Derrapagem .....	234
10.6 Fundamentos da Recuperação .....	235
10.7 Processo de Projeto dos Sistemas de Lançamento e Recuperação .....	235

## **CAPÍTULO 11: Estação de Controle Terrestre .....238**

11.1 Introdução .....	238
11.2 Subsistemas da GCS .....	239
11.3 Tipos de GCS .....	240
11.3.1 Rádio-Controle .....	240
11.3.2 GCS Portátil .....	242
11.3.3 GCS Baseada em Veículo .....	243
11.3.4 Estação de Comando Central .....	245
11.4 Estações de Controle Terrestre de Alguns Vants .....	246
11.4.1 Global Hawk .....	246
11.4.2 Predador .....	247
11.4.3 MQ-5A Hunter .....	247
11.4.4 Shadow 200 .....	248

11.4.5 DJI Phantom .....	248
11.4.6 Yamaha RMAX .....	248
11.5 Requisitos Ergonômicos da GCS .....	249
11.6 Equipamentos de Apoio .....	251
11.6.1 Equipamento de Transporte .....	253
11.6.2 Gerador de Energia .....	253
11.6.3 Sistema de Aclimação .....	254
11.7 Processo de Projeto da GCS .....	254

## **CAPÍTULO 12: Projeto/Seleção de Cargas Úteis .....256**

12.1 Introdução .....	256
12.2 Tipos de Carga Útil .....	257
12.3 Mercadorias, Cargas e Fretes .....	258
12.4 Sensores de Reconhecimento, Vigilância e Monitoramento .....	259
12.4.1 Câmera Eletro-Ótica .....	259
12.4.2 Câmera Infravermelha .....	262
12.4.3 Radar .....	262
12.4.4 Lidar .....	267
12.4.5 Telêmetro .....	267
12.4.6 Designador Laser .....	269
12.4.7 Receptor de Alerta de Radar .....	269
12.5 Cargas Úteis Científicas .....	270
12.6 Cargas Úteis Militares .....	270
12.7 Contramedidas Eletrônicas .....	272
12.8 Cargas Úteis de Alguns VANTS .....	273
12.8.1 RQ-4 Global Hawk .....	273
12.8.2 MQ-9 Predator B Reaper .....	274
12.8.3 RQ-7 Shadow 200 .....	274
12.8.4 RQ-5 Hunter .....	274
12.8.5 X-45 .....	275
12.8.6 Yamaha RMAX .....	275
12.8.7 DJI Phantom .....	275
12.9 Instalação de Cargas Úteis .....	275
12.9.1 Cablagem da Carga Útil .....	275
12.9.2 Localização da Carga Útil .....	276
12.9.3 Aerodinâmica da Carga Útil .....	277
12.9.4 Integração Estrutura-Carga Útil .....	280
12.9.5 Estabilização da Carga Útil .....	280
12.10 Processo de Projeto/Seleção de Cargas Úteis .....	280

<b>CAPÍTULO 13: Projeto do Sistema de Comunicação .....</b>	<b>282</b>
13.1 Introdução .....	282
13.2 Enlace de Dados .....	284
13.3 Transmissor .....	285
13.4 Receptor .....	286
13.5 Antena .....	287
13.6 Radiofrequência .....	288
13.7 Criptografia .....	290
13.8 Sistemas de Comunicação de Alguns Vants .....	291
13.9 Instalação .....	292
13.10 Processo de Projeto do Sistema de Comunicação .....	292
<b>CAPÍTULO 14: Análise de Projeto .....</b>	<b>294</b>
14.1 Introdução .....	294
14.2 Peso e Centro de Gravidade .....	295
14.3 Análise de Estabilidade .....	297
14.3.1 Estabilidade Longitudinal Estática .....	298
14.3.2 Estabilidade Longitudinal Dinâmica .....	298
14.3.3 Estabilidade Látero-Direcional Estática .....	299
14.3.4 Estabilidade Látero-Direcional Dinâmica .....	299
14.3.5 Valores Típicos das Derivadas de Estabilidade .....	300
14.4 Análise de Controlabilidade .....	301
14.4.1 Controle Longitudinal .....	301
14.4.2 Controle Lateral .....	302
14.4.3 Controle Direcional .....	302
14.4.4 Valores Típicos das Derivadas de Controle .....	303
14.5 Análise de Desempenho de Voo .....	303
14.5.1 Velocidade Máxima .....	303
14.5.2 Alcance Máximo .....	304
14.5.3 Autonomia Máxima .....	305
14.5.4 Razão Máxima de Subida .....	306
14.5.5 Ângulo Máximo de Trajetória .....	307
14.5.6 Corrida de Decolagem .....	307
14.5.7 Raio Mínimo de Curva .....	308
14.5.8 Teto Máximo .....	310
14.6 Análise de Custo .....	311
<b>Referências Bibliográficas .....</b>	<b>314</b>
<b>Sinopse .....</b>	<b>319</b>

# CAPÍTULO 1

## Fundamentos de Projeto



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Discutir as características dos atuais Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs);
2. Definir requisitos de projeto de VANTs;
3. Se familiarizar com as atuais tecnologias de VANTs;
4. Se familiarizar com as atuais técnicas de projeto de VANTs;
5. Descrever as classificações de VANTs;
6. Explicar o processo de projeto de VANTs;
7. Organizar uma equipe de projeto de VANTs;
8. Descrever a abordagem da engenharia de sistemas no projeto de VANTs;
9. Conduzir as fases conceituais, preliminares e de detalhamento de VANTs;
10. Analisar revisões, avaliações e realimentações de projeto;
11. Demonstrar familiaridade com as questões e desafios contemporâneos relacionados a VANTs;
12. Aprender com lições anteriores de projeto de VANTs.

### 1.1 INTRODUÇÃO

Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs), do inglês *Unmanned Aerial Vehicles* (UAVs), são veículos aéreos pilotados remotamente, ou auto pilotados, que podem transportar cargas úteis, tais como câmeras, sensores e equipamentos de comunicação. Todas as operações de voo (incluindo decolagem e pouso) são realizadas sem a necessidade de um piloto humano a bordo. Em alguns relatórios do Departamento de Defesa (DOD) dos Estados Unidos da América (EUA), o termo Sistema Aéreo Não-Tripulado (SANT) tem sido preferido, em detrimento de VANT. Já em reportagens da mídia, os termos “*drone*” (do inglês, zangão), e “Aeronave Remotamente Pilotada” (ARP) são os mais utilizados. Todas as denominações supracitadas, contudo, podem ser utilizadas inequivocamente.

A missão de um VANT é realizar operações de voo críticas, sem oferecer risco para o operador e de maneira mais econômica que um sistema tripulado comparável. A pesquisa em VANTs têm crescido exponencialmente nas últimas duas décadas e as aplicações



abrangem domínios civis e militares, sendo este último, o mais importante. Os princípios de projeto de VANTs são semelhantes aos usados (com sucesso) no projeto de aeronaves tripuladas. Na condição de veículos aéreos, os VANTs voam como aviões e operam em ambiente de avião. Logo, eles também devem atender aos requisitos críticos de voo de aeronaves tripuladas.

Um VANT compreende cinco elementos básicos: (a) o ambiente em que o VANT opera; (b). o veículo aéreo em si; (c) a(s) estação(ões) de controle; (d) a(s) carga(s) útil(eis); e (e) o sistema de manutenção e apoio. Existem cinco principais VANTs militares atualmente em serviço nos EUA<sup>1</sup>: (a) o *Hunter* e *Shadow*, do Exército dos EUA; (b) o *Pioneer*, da Marinha dos EUA; e (c) o *Predator* e o *Global Hawk*, da Força Aérea dos EUA. No Brasil, os dois principais VANTs militares são o *Hermes 450* e seu sucessor, o *Hermes 900*, pertencentes ao esquadrão Hórus da Força Aérea Brasileira (FAB), baseado em Santa Maria, Rio Grande do Sul (RS). Até janeiro de 2019, mais de 62 países já usavam, ou estavam desenvolvendo, pelo menos outros 1300 modelos de VANTs. Suas capacidades de transporte de carga útil, suas acomodações (volume, ambiente), seus perfis de missão (altitude, alcance, duração) e suas capacidades de comando, controle e aquisição de dados variam significativamente. Os VANTs podem ajudar empresas das áreas de energia, telecomunicações, cinematografia, esporte e construção a obter novas perspectivas sobre seus trabalhos.

Neste Capítulo, são abordadas definições, detalhes do processo de projeto, classificações de VANTs, os VANTs atuais e alguns desafios de projeto. Além disso, são apresentados os estágios de projeto conceitual, preliminar e detalhado de um VANT, com base na abordagem da “Engenharia de Sistemas”. Em cada estágio, a aplicação desta abordagem é descrita por meio de fluxogramas de projeto e etapas práticas do projeto.

## 1.2 CLASSIFICAÇÃO DE VANTs

Um projetista de VANTs deve conhecer as diversas classificações aplicáveis aos mesmos, as quais, de forma geral, se baseiam em parâmetros tais como: custo, tamanho, peso, missão e usuário. Quanto ao quesito peso, por exemplo, VANTs podem variar de

---

<sup>1</sup> Os nomes dos VANTs militares americanos são frequentemente precedidos por um conjunto de letras, cujos significados são: (a) R: reconhecimento; (b) M: multipropósito; e (c) Q: sistema aéreo não-tripulado. Após o conjunto de letras, é comum, também, o uso de algarismos indicando a versão/modelo do veículo, por exemplo: RQ-1, MQ-2, etc.



micro-veículos aéreos, pesando menos de meio quilograma, a VANTs com mais de 20 toneladas. Quanto ao custo, VANTs podem custar desde algumas dezenas de dólares a centenas de milhões de dólares (por exemplo, o *Global Hawk*). Além disso, as aplicações/missões dos VANTs variam entre: reconhecimento; combate; aquisição de alvo; guerra eletrônica; vigilância; alvo e chamariz; relé de comunicação; pesquisa e desenvolvimento; aplicação ambiental; logística (Peters *et al.*, 2012), etc.

A Tabela 1 mostra as principais classificações de VANTs segundo os aspectos: (a) tamanho; (b) massa; e (c) missão.

**Tabela 1:** Classificação de VANTs.

<b>Categoria</b>	<b>Peso Máximo de Decolagem (MTOW) (kg)</b>	<b>Tamanho</b>	<b>Altitude Normal de Operação (m)</b>	<b>Alcance (km)</b>	<b>Autonomia</b>
Micro	< 0,25	< 10 cm	< 30	0,1-0,5	< 1 h
Mini	0,25-1	10-30 cm	< 150	0,5-1	< 1 h
Muito Pequeno	1-2,5	30-50 cm	< 300	1-5	1-3 h
Pequeno	2,5-25	0,5-2 m	300-1500	10-100	0,5-2 h
Médio	25-500	5-10 m	3000-5000	500-2000	3-10 h
Grande	5000-15000	20-50 m	6000-12000	1000-5000	10-20 h
Tático/De combate	500-10000	10-30 m	3000-10000	500-2000	5-12 h
Média-Altitude- -Grande-Autonomia (MALE)	500-5000	15-40 m	5000-10000	20000-40000	20-40 h
Grande-Altitude- -Grande-Autonomia (HALE)	> 2500	20-50 m	15000-20000	20000-40000	30-50 h
Quadricóptero	0,25-50	0,1-1 m	< 150	0,1-2	20 min-1 h
Helicóptero	0,0005-100	13 mm-2 m	< 150	0,2-5	10 min-2 h

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Em termos de configuração de asa, existem dois grupos de VANTs: (a) asa fixa; e (b) asa rotativa. Um VANT de asa fixa necessita, em geral, de uma pista (ou um lançador) para decolar, ao passo que um VANT de asa rotativa pode decolar e pousar verticalmente. Dois grupos populares de VANTs de asa rotativa são: (a) helicópteros não-tripulados; e (b) quadricópteros.



## 1.3 EXEMPLOS DE ALGUNS VANTS BEM SUCEDIDOS

É importante ao projetista de VANTS, conhecer seus modelos (antigos e atuais) mais bem sucedidos. A seguir, alguns exemplos são descritos.

### 1.3.1 Global Hawk

O *Global Hawk* (Figura 1) é um sistema de inteligência, vigilância e reconhecimento avançado, composto por um VANT de Grande Altitude e Grande Autonomia (HALE) e por um segmento de controle terrestre utilizado para comando, controle e coleta de dados. Sua missão principal é reconhecer e vigiar grandes áreas geográficas abertas, contínuas, em qualquer clima, horário e em tempo quase-real. O *Global Hawk*, projetado e fabricado pela Northrop Grumman, é o maior VANT atualmente ativo, com voos bem-sucedidos e de grande altitude e longa duração.



**Figura 1:** Global Hawk.

Créditos: Força Aérea dos EUA por Bobbi Zapka - [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Global\\_Hawk\\_1.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Global_Hawk_1.jpg), Domínio público.



Algumas de suas características são: envergadura de 39,9 m; comprimento de 14,5 m; e massa máxima de decolagem de 14628 kg. Este VANT tem um único motor *turbofan* Rolls Royce AE 3007 com empuxo máximo de 34 kN. As estatísticas de desempenho do VANT são: velocidade máxima de 340 nós<sup>2</sup>; velocidade de cruzeiro de 310 nós; alcance de 22779 km; autonomia de mais de 32 horas; e teto de voo de 20000 m. O *Global Hawk* tem uma fuselagem de alumínio e comporta cargas úteis pressurizadas além de compartimentos de aviônicos.

### 1.3.2 RQ/MQ-1 Predator A

O VANT *Predator A* (Figura 2), desenvolvido pela General Atomics, é uma aeronave relativamente pequena (com envergadura de 14,75 m) construída com materiais compostos de alta resistência. O *Predator A* fez seu primeiro voo em junho de 1994 e é considerado uma das máquinas não-tripuladas de maior sucesso das Forças Armadas dos Estados Unidos.



**Figura 2:** RQ/MQ-1 Predator A.

Créditos: Tenente-coronel Leslie Pratt - [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:MQ-1\\_Predator\\_unmanned\\_aircraft.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:MQ-1_Predator_unmanned_aircraft.jpg), Domínio público, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2020).

---

<sup>2</sup> Nó é uma unidade de medida de velocidade equivalente a uma milha náutica por hora, ou seja, 1,852 km/h.



O *Predator A* tem uma configuração relativamente convencional, com asa de alta proporção, cauda em Y, motor empurrador de pistão único e trem de pouso triciclo retrátil. Devido à sua massa máxima de decolagem de 1020 kg e baixa potência do motor (115 hp), ele tem um desempenho relativamente baixo (velocidade de cruzeiro de 90 nós e teto de voo de 8000 m). No entanto, dada a sua carga útil de 200 kg, sua autonomia de 25 horas é relativamente longa.

### 1.3.3 MQ-9 Predator B Reaper

Havia originalmente duas variantes do *Predator*, as quais são atualmente designadas como *RQ/MQ-1 Predator A* e *MQ-9 Predator B Reaper*. O *MQ-9 Reaper* (Figura 3) é uma aeronave maior, mais pesada e mais avançada que a versão anterior (ou seja, *Predator A*). Ele voou pela primeira vez em 2001, e é equipado com um motor turboélice Honeywell TPE-331-10 T, com potência nominal de 950 hp e 1360 kg de combustível. O *Predator B Reaper*, com massa bruta de decolagem de 4760 kg e envergadura de 20 m, tem velocidade máxima de 210 nós, teto de voo de 15000 m, e autonomia de 42 horas.



**Figura 3:** MQ-9 Predator B Reaper.

Créditos: Tenente-coronel Leslie Pratt - arquivo comum, Domínio público, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2008a).



### 1.3.4 RQ-5A Hunter

Este VANT (Figura 4), possui envergadura de 10,57 m, e é movido por dois motores Mercedes HFE Diesel, cada qual com potência máxima de 56 hp. Com massa de decolagem de até 885 kg, ele tem velocidade máxima de 90 nós, alcance de 125 km, autonomia de 21 horas, e teto de voo de 5500 m.



**Figura 4:** RQ-5 Hunter.

Créditos: Yossifoon - Trabalho próprio, CC BY-SA 4.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2015).

### 1.3.5 RQ-7 Shadow 200

O VANT *RQ-7 Shadow 200* (Figura 5) possui asa retangular alta, motor empurrador, e cauda em V invertida do tipo *twin-tail-boom*. A aeronave é movida por um motor a pistão de 38 hp.



**Figura 5:** RQ-7 Shadow.

Créditos: <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:USMC-110331-M-OI302-013.jpg>, Domínio público, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2007a).

### 1.3.6 RQ-2A Pioneer

Este VANT (Figura 6), com envergadura de 5,15 m e comprimento de 4,26 m, tem massa máxima de decolagem de 200 kg, e velocidade máxima de apenas 110 nós.



**Figura 6:** RQ-2A Pioneer.

Créditos: Daniel J. McLain - [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:RQ-2B\\_pioneer\\_uav.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:RQ-2B_pioneer_uav.jpg), Domínio público, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2018a).



### 1.3.7 RQ-170 Sentinel

O *RQ-170 Sentinel* (Figura 7) foi desenvolvido pela Lockheed Martin como um VANT furtivo (projetado para não ser facilmente detectado por radares), a ser operado pela Força Aérea dos EUA para a Agência Central de Inteligência (cerca de 20 unidades desse VANT foram construídas). Ele possui configuração sem cauda e equipamentos de reconhecimento aéreo. A envergadura é de aproximadamente 20 m, o comprimento é de cerca de 4,5 m, e a massa máxima de decolagem é estimada em mais de 3900 kg. O *RQ-170 Sentinel* é equipado com um único motor *turbofan* (GE TF34) com um empuxo de 40,3 kN. Ele foi introduzido em 2007 e tem um teto de voo estimado em 15000 m.



**Figura 7:** RQ-170 Sentinel.

Créditos: FOX 52 - baseado neste arquivo, CC BY-SA 4.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2018b).

### 1.3.8 Hermes 900

O *Hermes 900* é um VANT da empresa israelense Elbit, concebido para missões táticas (Figura 8). Ele é a evolução da série Hermes 450, um dos drones militares mais utilizados no mundo. O Hermes 900 possui autonomia de mais de 30 horas e pode voar a uma altitude de até 9100 m, tendo como principais objetivos: reconhecimento, vigilância e retransmissão de sinal. Ele tem uma envergadura de 15 metros e pesa aproximadamente 970 kg, podendo transportar até 300 kg de carga útil.



**Figura 8:** Hermes 900.

Créditos: Ronite, CC BY-SA 4.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2012).

### 1.3.9 X-45A

O VANT de combate X-45A (Figura 9), desenvolvido pela Boeing, é uma prova de conceito da próxima geração de caças militares totalmente autônomos (Swan, 2006). Ele possui projeto furtivo, com asa varrida, sem cauda vertical e construção com materiais compósitos. Este veículo, com envergadura de 10,3 m e comprimento de 8,08 m, possui um motor *turbofan* com empuxo máximo de 28 kN. A velocidade máxima é Mach<sup>3</sup> 0,75, o alcance é de 2405 km, e o teto de voo é de 13200 m.

### 1.3.10 Micro-flying Robot

Em 2004, a Epson desenvolveu, com sucesso, um dos menores e mais leves micro-VANTs do mundo (Figura 10), com massa de apenas 12,3 g (com bateria). As especificações gerais são: tensão de alimentação de 4,2 V; consumo de energia de 3,5 W; diâmetro de 136 mm; altura de 85 mm; tempo de voo de cerca de 3 minutos; e massa da estrutura de 3 g.

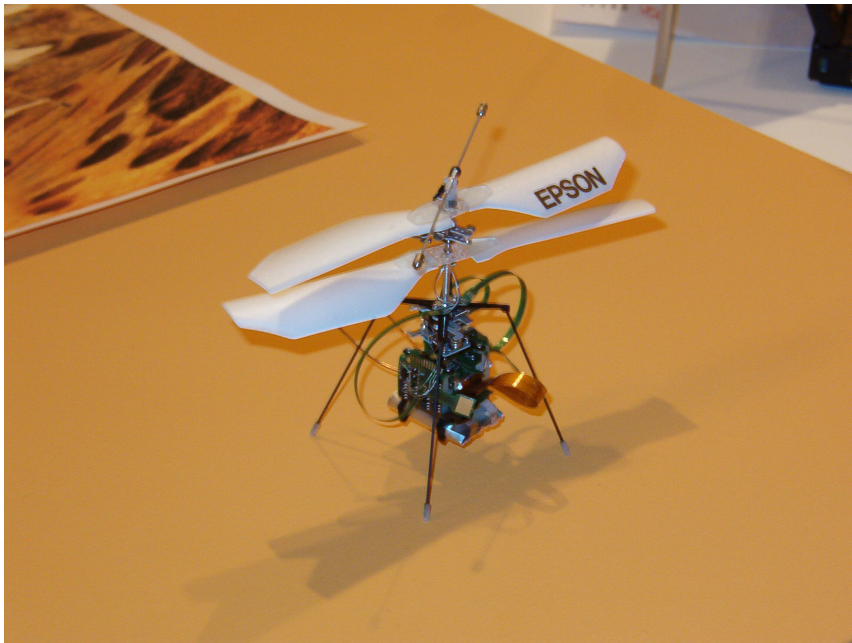
---

<sup>3</sup> O Número de Mach ou velocidade Mach (Ma) é uma medida adimensional de velocidade. Ela é definida como a razão entre a velocidade do objeto que se desloca em um meio fluido e a velocidade do som nesse meio.



**Figura 9:** X-45A.

Créditos: NASA/Dryden Flight Research Center/Jim Ross (DARPA, s/n) (link direto, site alternativo), Domínio público, [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:X-45\\_AV1\\_sixth\\_flight\\_from\\_Edwards\\_AFB\\_\(EC02-0295-05\).jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:X-45_AV1_sixth_flight_from_Edwards_AFB_(EC02-0295-05).jpg).



**Figura 10:** Micro-flying robot.

Créditos: Yuhui de Cingapura - Epson micro flying robot, CC BY-SA 2.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2004).



### 1.3.11 Resumo

A Tabela 2 sumariza as principais características de VANTs bem sucedidos, incluindo massa máxima de decolagem ( $m_{TO}$ ), massa máxima da carga útil ( $m_{PL}$ ), área da asa ( $S$ ), envergadura da asa ( $b$ ), potência do motor ( $P$ ) ou empuxo ( $T$ ), e alguns recursos de desempenho, tais como teto de voo, velocidade máxima, alcance e autonomia.

**Tabela 2:** Características de VANTs bem sucedidos.

VANT	$m_{TO}$ (kg)	$m_{PL}$ (kg)	$S$ (m <sup>2</sup> )	$b$ (m)	P ou T	Teto de Voo (m)	Vel. Máx.	Alcance (km)	Autonomia (h)
<i>Global Hawk</i>	14628	1360	69	39,9	34 kN <i>Turbofan</i>	20000	340 nós	22779	> 32
<i>Predator A</i>	1020	200	11,5	14,75	115 hp Pistão	8000	117 nós	726	25
<i>Predator B Reaper</i>	4760	1700	-	20,1	950 hp Turboélice.	15000	210 nós	5926	42
<i>RQ-5A Hunter</i>	885	90	14,28	10,57	2×56 hp Pistão	5500	90 nós	125	21
<i>RQ-7 Shadow 200</i>	170	45	4,5	4,3	38 hp Pistão	4500	110 nós	400	6
<i>X-45A</i>	6804	-	-	10,3	28 kN <i>Turbofan</i>	13200	Mach 0,75	2405	-
<i>X-45C</i>	16555	-	-	14,9	50,03 kN <i>Turbofan</i>	12190	Mach 1	2220	-
<i>Yamaha R-MAX</i>	94	30	Diâmetro do rotor: 3,115 m	-	15,4 kW Pistão	-	-	-	1
<i>ScanEagle</i>	18	5,9	-	3,1	1,5 hp Pistão	5000	70 nós	100	23
<i>Raven</i>	1,9	0,2	-	1,37	250 W Elétrico	-	30 km/h	10	1,5

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 1.4 CRITÉRIOS DE PROJETO, OBJETIVOS E PRIORIDADES

Os projetistas de VANTs atribuem diferentes prioridades a seus processos de projeto, as quais, por conseguinte, são baseadas em diferentes critérios, objetivos, requisitos e missões. A Tabela 3 sumariza alguns desses critérios e objetivos.

**Tabela 3:** Objetivos de projeto.

<b>Critério</b>	<b>Objetivo</b>	<b>Base de medição</b>	<b>Unidades</b>
Custo de fabricação	Ser comercialmente barato	Custo de fabricação da unidade	Dólar (ou outra moeda)
Custo operacional	Ser operacionalmente barato	Consumo de combustível por km	Litro/km
Peso	Ter baixo peso	Peso total	N
Dimensões	Ter pequeno tamanho	Geometria	m
Desempenho	Ser rápido	Velocidade de operação	km/h
Capacidade de Manutenção	Ser sustentável	Homem-hora para manutenção	Homem-h
Produtibilidade	Ser produzível	Tecnologia necessária para fabricação	-
Descartabilidade	Ser reciclável	Quantidade de materiais perigosos ou não recicláveis	kg
Manobrabilidade	Ser manobrável	Raio de giro; taxa de giro	m
Guiamento e controle	Detectar e evitar obstáculos	Sensores de navegação	-
Segurança	Possuir aeronavegabilidade	Padrões de segurança	-
Resistência a colisões/ Voo em formação	Ser autônomo	Complexidade do piloto automático	-

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Existem basicamente três grupos de projetistas de VANTs, a saber: (a) projetistas de VANTs militares; (b) projetistas de VANTs civis; e (c) projetistas de VANT caseiros (*hobbistas*). Esses três grupos de projetistas possuem diferentes interesses e prioridades no que tange aos mesmos critérios de projeto. Como exemplo, a Tabela 4 ilustra três cenários de prioridades (em porcentagem) para projetistas de VANTs militares. Entre os 10 critérios de projeto listados, a nota “1” representa a prioridade mais alta enquanto a nota “10”, a prioridade mais baixa. Essas prioridades refletem a importância relativa do critério de projeto na mente do projetista.

**Tabela 4:** Três cenários de prioridades para projetista de VANTs militares.

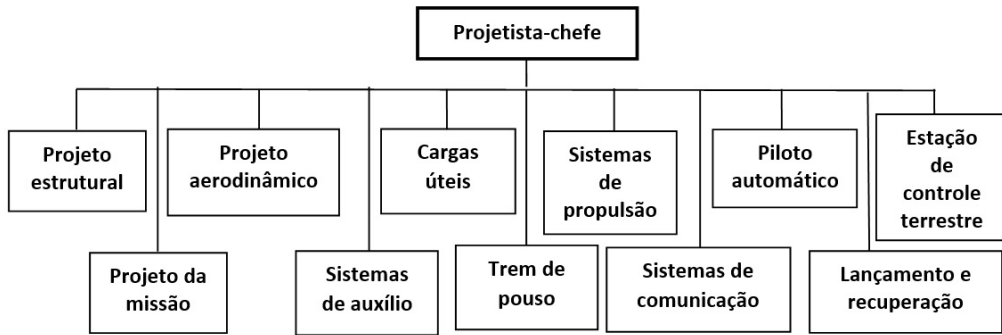
Figura de mérito	Prioridade	Projetista # 1	Projetista # 2	Projetista # 3
Custo	4	8	9	9
Desempenho	1	50	40	30
Autonomia	2	10	15	20
Período de projeto	5	7	7	8
Intimidação	10	1	1	2
Viabilidade de manutenção	7	4	5	5
Produtibilidade	6	6	6	7
Peso	8	3	4	4
Descartabilidade	9	2	2	3
Furtividade	3	9	11	12
	Total	100%	100%	100%

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 1.5 EQUIPES DE PROJETO

Um projetista-chefe de VANTs deve ser capaz de cobrir e lidar com um amplo espectro de atividades. Assim, ele deve ter anos de experiência, ser conhecedor de técnicas de gerenciamento e, de preferência, ter total *background* na área de “dinâmica de voo”. A gestão realizada pelo projetista-chefe deve facilitar o fluxo de informações e dados técnicos entre os diversos departamentos de projeto.

Existem basicamente duas maneiras de se estabelecer as atividades de projeto e dividir as equipes de trabalho: (a) equipes baseadas em componentes do VANT; e (b) equipes baseadas na experiência pessoal dos funcionários. Se for selecionada a abordagem de equipes com base em componentes do VANT, o projetista-chefe deve estabelecer grupos de trabalho nos seguintes temas (Figura 11): (a) projeto estrutural; (b) projeto aerodinâmico; (c) seleção de cargas úteis; (d) sistema de propulsão; (e) projeto do trem de pouso; (f) projeto do piloto automático; (g) projeto da estação de controle terrestre; (h) projeto do sistema de lançamento e recuperação; (i) sistemas de comunicação; (j) projeto da missão e planejamento da trajetória. A equipe de projeto aerodinâmico inclui várias subequipes, tais como: (a) subequipe de projeto de asas; (b) subequipe de projeto da cauda; e (c) subequipe de projeto da fuselagem.



**Figura 11:** Principais equipes de projeto de VANTs.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 1.6 ABORDAGEM DE ENGENHARIA DE SISTEMAS

Devido ao alto custo e aos riscos associados ao seu desenvolvimento, os sistemas aéreos não-tripulados complexos tornam-se os principais candidatos à adoção de metodologias de engenharia de sistemas. O processo de projeto do sistema (nesse caso, VANT) inclui quatro fases principais: (a) projeto conceitual; (b) projeto preliminar; (c) projeto detalhado; e (d) teste e avaliação.

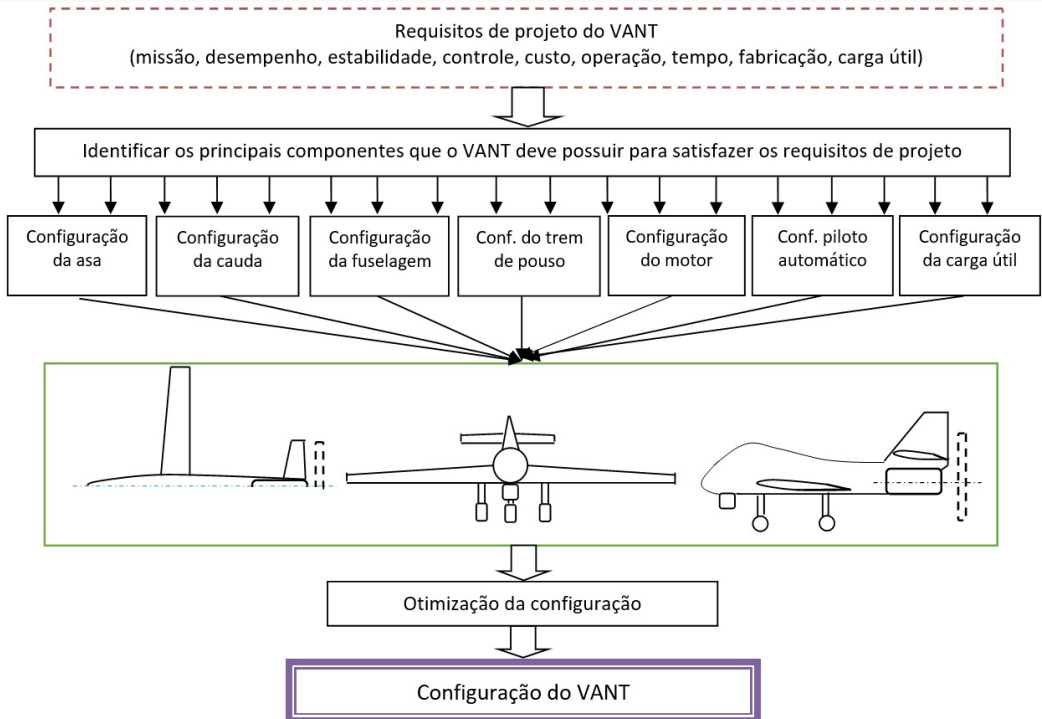
Na fase de projeto conceitual, o VANT é projetado enquanto conceito, isto é, sem cálculos precisos. Quase todos os parâmetros são determinados com base em processos de tomada de decisão e técnicas de seleção. Já a fase de projeto preliminar (algumas vezes referida como anteprojecto) tende a empregar procedimentos baseados em cálculos matemáticos. Como o nome indica, na fase de projeto preliminar, os parâmetros que são determinados não são finais, podendo ser alterados posteriormente. Apesar disso, tal determinação é essencial, pois influenciará diretamente a fase de projeto detalhado. Na fase de projeto detalhado, os parâmetros técnicos de todos os componentes (por exemplo, asa, fuselagem, cauda, trem de pouso e motor), incluindo a geometria, são pormenorizadamente calculados e finalizados. Já na fase de teste e avaliação, revisões de projeto são conduzidas, visando identificar o cumprimento dos requisitos originalmente estabelecidos e a eventual necessidade de se realizar adequações.

### 1.6.1 Projeto Conceitual de VANTs

Nesta fase, os requisitos gerais de projeto são determinados conceitualmente visando fornecer uma configuração satisfatória para o VANT. A principal ferramenta



deste estágio do projeto é a “seleção”. Embora haja uma variedade de avaliações e análises, poucos cálculos matemáticos são conduzidos. A prévia experiência em projetos desempenha um papel crucial no sucesso desta fase. A Figura 12 ilustra as principais atividades desenvolvidas na fase de projeto conceitual de VANTs. A saída fundamental desta fase é a configuração do VANT, incluindo sua visão tridimensional aproximada.



**Figura 12:** Projeto conceitual de VANTs.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Um VANT é composto por vários componentes principais. Para se tomar uma decisão adequada acerca da configuração ideal de cada componente, o projetista deve estar totalmente ciente da função de cada um, bem como do seu inter-relacionamento/interferência nas funções de outros componentes. A Tabela 5 ilustra um resumo dos principais componentes de VANTs e suas funções. Esta Tabela também mostra as funções secundárias, as principais áreas de influência de cada componente, e os requisitos de projeto que são afetados por cada um deles.

**Tabela 5:** Principais componentes de VANTs e suas funções.

Componente	Função primária	Principais áreas de influência
Fuselagem	Acomodação de cargas úteis	Desempenho do VANT, estabilidade longitudinal, estabilidade lateral, custo
Asa	Geração de sustentação	Desempenho do VANT, estabilidade lateral
Cauda horizontal	Estabilidade longitudinal	Compensação e controle longitudinal
Cauda vertical	Estabilidade direcional	Compensação e controle direcional, furtividade
Motor	Geração de empuxo	Desempenho do VANT, furtividade, custo, controle
Trem de pouso	Facilitação da decolagem e pouso	Desempenho de VANT, furtividade, custo
Superfícies de controle	Controle	Manobrabilidade, custo
Piloto automático	Controle, guiamento e navegação	Manobrabilidade, estabilidade, custo, segurança de voo
Estação terrestre	Controle e guiamento do VANT a partir do solo	Autonomia, segurança de voo
Lançamento e recuperação	Lançamento e recuperação do VANT	Propulsão, estrutura, lançador, sistema de recuperação

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A Tabela 6 ilustra um resumo das alternativas de configuração para os principais componentes de VANTs. Para cada componente, o projetista do VANT deve selecionar uma alternativa que satisfaça os requisitos do projeto em uma condição ideal. O processo de seleção é baseado em uma análise de compromisso (*trade-off*), incluindo a comparação de todos os prós e contras, em conjunto com outros componentes.

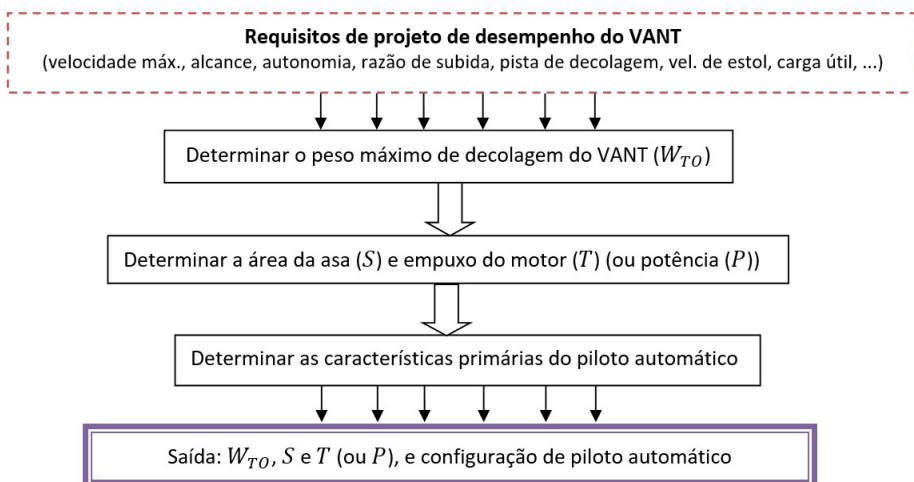
## 1.6.2 Projeto Preliminar de VANTs

Quatro parâmetros fundamentais dos VANTs são determinados durante a fase de projeto preliminar: (a) o peso máximo de decolagem, do inglês *Maximum Take-Off Weight* ( $W_{TO}$ ); (b) área de referência da asa ( $S$ ); (c) empuxo do motor ( $T$ ) ou potência do motor ( $P$ ); e (d) cálculos preliminares do piloto automático. Esses quatro parâmetros governarão o tamanho do VANT, o custo de fabricação e a complexidade dos cálculos. A Figura 13 ilustra um resumo do processo de projeto preliminar.

**Tabela 6:** Principais alternativas de configuração de VANTs.

Componente	Alternativas de configuração
Fuselagem	- Geometria: <i>lofting</i> , seção transversal - Arranjo interno - O que acomodar (por exemplo, carga útil, combustível, motor e trem de pouso)?
Asa	- Tipo: em flecha, cônica, diédrica; - Localização: asa baixa, asa média, asa alta, guarda-sol - Dispositivo de elevação: aba, ranhura, sarrafo - Fixação: <i>cantilever</i> , travada
Cauda horizontal	- Tipo: convencional, cauda T, cauda H, cauda V, V invertida - Instalação: fixa, móvel, ajustável - Localização: cauda traseira, <i>canard</i> , três superfícies
Cauda vertical	- Única, dupla, tripla, cauda em V
Motor	- Tipo: turboélice, turbojato, <i>turbofan</i> , hélice-pistão, foguete, elétrico - Localização: (por exemplo, sob a fuselagem, sob a asa, ao lado da fuselagem) - Número de motores
Trem de pouso	- Tipo: fixo, retrátil, parcialmente retrátil - Localização: (por exemplo, nariz, cauda, múltipla)
Superfícies de controle	- Separado vs. cauda móvel, reversível vs. irreversível, convencional vs. não convencional (por exemplo, <i>elevon</i> , <i>ruddervator</i> )
Piloto automático	- VANT: modelo linear, modelo não-linear - Controlador: PID, escalonamento de ganhos, ótimo, robusto, adaptativo, inteligente - Subsistema de guiamento: Guiamento por navegação proporcional, linha de visada, comando, três pontos, <i>waypoint</i> - Subsistema de navegação: navegação inercial ( <i>strapdown</i> , plataforma estável), GNSS
Lançamento e recuperação	Lançador terrestre, recuperação com rede, pouso de barriga

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Figura 13:** Projeto preliminar de VANTs.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



### 1.6.3 Projeto Detalhado de VANTs

Como o nome indica, na fase de projeto detalhado, os detalhes dos parâmetros de todos os componentes principais do VANT são determinados. Esta fase é estabelecida com base nos resultados das fases de projeto conceitual e preliminar. Na comparação com as três fases de projeto, a fase de projeto detalhado contém uma grande quantidade de cálculos e operações matemáticas.

A fase de projeto detalhado é iterativa por natureza. Em geral, há quatro realimentações (*feedbacks*) de projeto nesta fase: (a) avaliação de desempenho; (b) análise de estabilidade; (c) análise de controlabilidade; e (d) simulação de voo. A avaliação de desempenho do VANT inclui a determinação do coeficiente de arrasto para ângulo de ataque nulo do VANT. A análise de estabilidade requer a estimativa do peso dos componentes mais a determinação do centro de gravidade (cg) do VANT. Na operação de análise de controlabilidade, as superfícies de controle (por exemplo, profundor, *aileron* e leme) devem ser projetadas. Quando o piloto automático é projetado, o voo do VANT precisa ser simulado para garantir o sucesso do mesmo.

### 1.6.4 Revisão de Projeto, Avaliação e Realimentações

Em cada fase de projeto (conceitual, preliminar e detalhado), uma avaliação deve ser conduzida para revisar os resultados, e garantir que os mesmos sejam aceitáveis (de acordo com certos quesitos) antes de se prosseguir para a próxima etapa. Em princípio, os tipos, títulos e cronogramas específicos dessas revisões formais variam de um projeto para o outro. As quatro principais análises formais recomendadas para um projeto de VANT são:

- Revisão do Projeto Conceitual (CDR)
- Revisão de Projeto Preliminar (PDR)
- Avaliação e Revisão de Teste (ETR)
- Revisão Crítica (Final) de Projeto (FDR)

# CAPÍTULO 2

## Projeto Preliminar



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Conduzir um projeto preliminar de Veículo Aéreo Não-Tripulado (VANT);
2. Estimar o peso máximo de decolagem de um VANT para transportar uma determinada carga útil;
3. Determinar a área da asa de um VANT e o empuxo/potência do motor de um VANT de asa fixa para uma determinada missão de voo;
4. Projetar conceitualmente um quadricóptero;
5. Discutir as características de peso dos VANTs atuais;
6. Determinar as características da bateria de VANTs com motor(es) elétrico(s).

## 2.1 INTRODUÇÃO

A fase de projeto preliminar de VANTs de asa fixa é realizada em duas etapas:

- Estimação do peso máximo de decolagem da aeronave;
- Determinação da área da asa, e do empuxo (ou potência) do motor, de forma simultânea.

Para um VANT de asa rotativa (incluindo quadricópteros), apenas a estimativa do peso máximo de decolagem e a determinação da potência/empuxo do motor são necessárias, uma vez que tais veículos não apresentam asas.

## 2.2 ESTIMAÇÃO DO PESO MÁXIMO DE DECOLAGEM

O objetivo desta Seção é apresentar uma técnica de estimativa (preliminar) do peso máximo de decolagem (ou peso total) de um VANT, antes dele ser totalmente projetado e construído.

### 2.2.1 Composição do Peso

O peso máximo de decolagem ( $W_{TO}$ ) é dividido em quatro elementos:



- Peso da carga útil ( $W_{PL}$ );
- Peso do piloto automático ( $W_A$ );
- Peso do combustível ( $W_F$ ) se for motor não-elétrico, ou peso da bateria ( $W_B$ ), se for motor elétrico;
- Peso a vazio ( $W_E$ )

$$W_{TO} = W_{PL} + W_A + W_{F/B} + W_B \quad (1)$$

A equação (1) pode ser reformatada como segue:

$$W_{TO} = \frac{W_{PL} + W_A}{1 - \left(\frac{W_{F/B}}{W_{TO}}\right) - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)} \quad (2)$$

Os três primeiros parâmetros do lado direito da equação (2), a saber, peso da carga útil, peso do piloto automático e fração do peso do combustível (ou da bateria) são determinados com bastante precisão, mas o último parâmetro (ou seja, fração do peso a vazio) é estimado apenas a partir de estatísticas.

### 2.2.2 Peso da Carga Útil

A carga útil é a carga líquida que um VANT é originalmente projetado para transportar. Essa inclui sensores (por exemplo, câmeras e radares), compartimentos, equipamentos militares, entre outros. O peso da carga útil é, em geral, um valor conhecido, pois é selecionado pelo projetista ou fornecido pelo cliente.

A Tabela 7 apresenta características de vários VANTs, grandes e pequenos, de asa fixa e rotativa, juntamente com suas frações do peso da carga útil. A Tabela 8 mostra os pesos de uma série de cargas úteis de VANTs reais.

**Tabela 7:** Frações do peso da carga útil de vários VANTs.

Nome/ Designação	Autonomia (h)	Alcance (km)	$W_{To}$ (kg)	Peso de Carga Útil (kg)	$W_{PL}/W_{To}$
<i>RQ-4 Global Hawk</i>	32	22800	14628	1360	0,09
<i>Raven RQ-11B</i>	1,5	10	1,9	0,2	0,10
<i>Scan Eagle</i>	23	100	18	5,9	0,33
<i>RQ-7B Shadow</i>	6	400	170	45	0,26
<i>MQ-1C Gray Eagle</i>	30	3750	1633	360	0,22
<i>A-160 Hummingbird</i>	24	4023	2950	450	0,15
<i>MQ-8 Fire Scout</i>	8	203	1430	225	0,16
<i>Black Eagle 50</i>	4	260	35	10	0,29
<i>Silver Fox</i>	12	32	12,7	1,8	0,14
<i>Killer Bee</i>	18	100	115	9	0,08
<i>Northrop Grumman Firebird</i>	40	-	2270	560	0,25
<i>RQ-5 Hunter</i>	21	125	885	90	0,10
<i>Yamaha RMAX</i>	1	-	94	30	0,32
<i>Predator B SkyGuardian</i>	42	5926	4760	340 (carga útil interna) + 1360 (carga útil externa)	0,36

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 8:** Massas de várias cargas úteis de VANTs.

Tipo de Carga Útil	Tipo/Marca	Massa
Câmera ótica	TL300MN FPV	15 g
Câmera ótica	DJI Zenmuse X5	530 g
Câmera de vídeo	CC-1XHRM	0,29 kg
Radar	Garmin GSX 70	5,76 kg
Radar	Lincoln Lab	80 kg
Chamariz	ALE-50	4,5 kg
Contramedida eletrônica	IDECM	73,4 kg
Receptor de alerta de radar	AN/ALR-67	45 kg
Telêmetro a laser	XP SSXP	2,5 kg
Telêmetro a laser	BOD 63M-LA01-S115	0,26 kg

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



### 2.2.3 Peso do Piloto Automático

Outro componente que contribui para o peso do VANT é o piloto automático, responsável por controlar o voo e atender aos subsistemas e cargas úteis. O peso do piloto automático depende da missão do VANT. Para uma missão regular de fotografia aérea (em um pequeno quadricóptero), por exemplo, o piloto automático é leve (menos de 50 g) e composto por elementos compactos (subsistemas de navegação e controle). No entanto, em um VANT de grande porte, com uma missão longa e complexa, o piloto automático contém vários elementos e é um item pesado (até 25 kg). Se um piloto automático comercial, pronto para uso, for selecionado, o peso será um valor conhecido. A Tabela 9 apresenta os valores dos pesos de alguns pilotos automáticos comerciais.

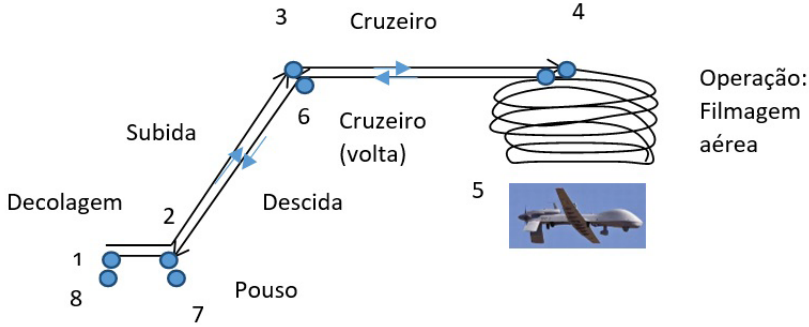
**Tabela 9:** Massas de alguns pilotos automáticos comerciais.

Modelo do Piloto Automático	Massa (g)	Características
<i>APM 2.8 ArduPilot</i>	70	Inclui girômetros, acelerômetros e magnetômetros triaxiais, módulo GPS de 5Hz, altímetro, montagem com placa de amortecimento de vibração; Dimensão: 70,5 × 45 × 13,5 mm
<i>Omnibus F4+ (Plus)</i>	24,2	Inclui controlador de voo (F4 + visor (OSD) + cartão SD + Transmissor de vídeo (VTX) + alarme); Dimensão: 30,5 mm × 30,5 mm
<i>F4 (V3) Omnibus</i>	20	Inclui Circuito Eliminador de Bateria (BEC), visor (OSD) e caixa preta (DSHOT1200); Dimensão: 30,5 × 30,5 mm
<i>MP21283X Micro-Pilot</i>	28	Integrado com girômetros/acelerômetros triaxiais, GPS, altímetro barométrico, sensores de pressão de velocidade aerodinâmica; Dimensão: 4 cm × 10 cm

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 2.2.4 Peso do Combustível

Esta Seção descreve o procedimento de cálculo do peso do combustível para um VANT com motor a combustão. O primeiro passo consiste na definição dos segmentos da missão de voo. Um perfil de missão típico é ilustrado na Figura 14 para um VANT controlado remotamente. Cada segmento da missão é numerado, bem como o peso  $W$  da aeronave em cada um deles. Assim, para qualquer segmento de missão “ $i$ ”, a fração de peso desse segmento é expressa como  $(W_{i+1}/W_i)$ . Durante cada segmento, combustível é queimado e a aeronave perde peso.



**Figura 14:** Perfil de missão típico de um VANT.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A diferença entre o peso da aeronave no final do voo (ou seja, no pouso;  $W_L$ ) e o peso da aeronave no início do voo (ou seja, na decolagem;  $W_{TO}$ ) é exatamente igual ao peso do combustível,  $W_F$ :

$$W_{TO} - W_L = W_F \quad (3)$$

Para o caso de uma missão com sete segmentos, conforme ilustrado na Figura 14, a fração do peso do combustível é obtida da seguinte forma:

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1 - \frac{W_8}{W_1} = 1 - \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6} \frac{W_8}{W_7} \quad (4)$$

Por critérios de segurança, é recomendável se considerar uma reserva de combustível para o voo, a qual é, em geral, da ordem de 5% do peso total da aeronave. Por isso, aplica-se:

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1,05 \left( 1 - \frac{W_8}{W_1} \right) \quad (5)$$

Como indicado na equação (5), para se encontrar a fração de peso do combustível, deve-se primeiro determinar as frações de peso para todos os segmentos da missão. Essas fases ou segmentos de voo podem ser divididos em dois grupos. Em primeiro lugar, existem os segmentos durante os quais o peso do combustível consumido é insignificante se comparado com o peso máximo de decolagem. Isso ocorre nos segmentos 1 a 3 (taxiamento, decolagem e subida) e 6 a 8 (descida, aproximação e pouso). As frações de peso de combustível para esses segmentos de missão são estimadas com base em estatística. A Tabela 10 ilustra os valores médios típicos para as frações de combustível desses segmentos.

**Tabela 10:** Frações de peso típicas de alguns segmentos.

Segmento da Missão	$W_{i+1}/W_i$
Taxiamento e decolagem	0,98
Subida	0,97
Descida	0,99
Aproximação e pouso	0,997

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A fração de peso de combustível para os segmentos de cruzeiro (tanto de ida;  $W_4/W_3$ , quanto de volta;  $W_6/W_5$ ), supostos de comprimento  $R$ , é determinada por (Sadraey, 2017):

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-RC}{0,866V(L/D)_{\max}}} \quad (\text{Motor a jato}) \quad (6)$$

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-RC}{\eta_p(L/D)_{\max}}} \quad (\text{Motor a hélice}) \quad (7)$$

onde  $V$  é a velocidade de cruzeiro do VANT (cerca de 90% da sua velocidade máxima),  $\eta_p$  é a eficiência do motor,  $C$  é o consumo específico de combustível, e  $(L/D)_{\max}$  é a razão máxima de planeio. Para detalhes, vide (Sadraey, 2012).

Da mesma forma, a fração de peso de combustível para o segmento de operação ( $W_5/W_4$ ), suposto de comprimento  $E$ , é determinada por (Sadraey, 2012):

$$\frac{W_5}{W_4} = e^{\frac{-EC}{(L/D)_{\max}}} \quad (\text{Motor a jato}) \quad (8)$$

$$\frac{W_5}{W_4} = e^{\frac{-RCV_{E_{\max}}}{0,886\eta_p(L/D)_{\max}}} \quad (\text{Motor a hélice}) \quad (9)$$

onde  $V_{E_{\max}}$  é a velocidade de resistência máxima para um VANT com motor a hélice, a qual é cerca de 20–40% maior do que a velocidade de estol<sup>4</sup>.

<sup>4</sup> Estol é um termo utilizado em aviação/aerodinâmica para indicar a condição de separação do fluxo de ar do extradorso da asa, resultando em perda total de sustentação. Uma aeronave em situação de estol (estolando) não está voando, mas sim, caindo!



## 2.2.5 Peso da Bateria

Em um VANT com motor(es) elétrico(s), faz-se necessário um conjunto de baterias para o fornecimento de energia elétrica. O peso da bateria, para vários segmentos de voo, é determinado a partir da seguinte equação:

$$W_B = \sum_{i=1}^n \frac{P t_i g}{E_D} \quad (10)$$

onde  $P$  denota a potência de saída da bateria (em Watts; W),  $t_i$ , o tempo de voo do segmento (em horas; h),  $g$ , a constante gravitacional (ou seja,  $9,81 \text{ m/s}^2$ ),  $i$ , o número do segmento de voo (por exemplo, 1 é a decolagem, 2 é a subida, 3 é o cruzeiro, etc.), e  $E_D$ , a densidade de energia (em Wh/kg) da bateria. A Tabela 11 fornece características técnicas, incluindo a densidade de energia, de algumas baterias recarregáveis.

**Tabela 11:** Características técnicas de algumas baterias recarregáveis.

Tipo de Bateria	Densidade de Energia, $E_D$ (Wh/kg)	Potência Específica	Abreviação	Tensão Nominal por Célula (V)
Íon-lítio	100-250	300-900 kJ/kg	Li-ion	3,6-3,8
Polímero de lítio	100-265	360-950 kJ/kg	LiPo	3,6-3,7
Níquel-cádmio	40-60	150 W/kg	NiCd	1,2
Chumbo ácido	30-42	180 W/kg	Pb	2,1
Níquel hidreto metálico	60-120	250-1000 W/kg	Ni-MH	1,2
Alcalina	160 Wh/L	-	L	1,5

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

O tempo relativo ao segmento de voo de cruzeiro, em particular, é uma função do comprimento do segmento ( $R$ ) e da velocidade de cruzeiro ( $V_C$ ) do VANT:

$$t_C = \frac{R}{V_C} \quad (11)$$

onde o comprimento do segmento deve ser considerado o dobro da distância até o local do alvo da missão, uma vez que o VANT deve retornar ao operador após o término da mesma.



A potência de um objeto em movimento (VANT), por outro lado, é definida como o produto da força aplicada (empuxo do motor) pela velocidade de voo, ponderada pela eficiência do motor. Em um voo reto, nivelado e a velocidade constante (segmento de cruzeiro, ou operação), o empuxo ( $T$ ) do motor é igual à força de arrasto ( $D$ ) do VANT:

$$P = \frac{TV}{\eta_P} = \frac{DV}{\eta_P} \quad (12)$$

O arrasto do VANT, por sua vez, é uma função da sua velocidade aerodinâmica, isto é, relativa ao ar ( $V$ ), da área da sua asa ( $S$ ), da densidade do ar ( $\rho$ ) e do coeficiente de arrasto ( $C_D$ ):

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (13)$$

Portanto, a potência necessária para impulsionar um VANT em segmento de cruzeiro é:

$$P = \frac{1}{2\eta_P} \rho V^3 S C_D \quad (14)$$

Substituindo-se as equações (11) e (14) em (10), e supondo-se que: a) em um segmento de voo de cruzeiro, a força de sustentação é igual ao peso ( $W_{TO}$ ) do VANT; e b) cerca de apenas 5% da energia da bateria é consumida em segmentos de voo de não-cruzeiro (Tabela 12), pode-se chegar à seguinte equação simplificada para o cálculo da fração de peso da bateria de um VANT de asa fixa com motor elétrico a hélice:

$$\frac{W_B}{W_{TO}} = 1,05 \left( \frac{g}{\eta_P E_D} \frac{R}{C_L / C_D} \right) \quad (15)$$

onde valores típicos para  $\eta_P$  e  $C_L/C_D$ , assim como outros parâmetros de VANTs de asa fixa, são apresentados na Tabela 13.

**Tabela 12:** Consumos típicos de energia elétrica para segmentos de não-cruzeiro.

Segmento da Missão	$\Delta P$
Taxiamento e decolagem	2%
Subida	1%
Descida	0,05%
Aproximação e pouso	0,05%

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 13:** Valores típicos de uma série de parâmetros para um VANT de asa fixa.

Parâmetro	Valores Típicos	Nome
$C_{D0}$	0,02-0,03	Coeficiente de arrasto para ângulo de ataque nulo - trem de pouso fixo
$C_{D0}$	0,03-0,045	Coeficiente de arrasto para ângulo de ataque nulo - trem de pouso retrátil
AR	5-20	Alongamento
$C_{Lc}$	0,2-0,5	Coeficiente de sustentação de cruzeiro
$C_{Lmax}$	1,2-1,6	Coeficiente de sustentação máxima
$e$	0,6-0,9	Fator de eficiência de Oswald
$\eta_p$	0,6-0,8	Eficiência da hélice
$(C_L/C_D)_{max}$	6-10	Razão máxima de planeio - trem de pouso fixo
$(C_L/C_D)_{max}$	8-16	Razão máxima de planeio - trem de pouso retrátil

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 2.2.6 Peso a Vazio

O peso a vazio inclui, principalmente, o peso da estrutura/fuselagem, motor(es), trem de pouso e subsistemas. Nesta etapa do projeto (preliminar), o VANT é projetado apenas conceitualmente, portanto, ainda não há geometria ou dimensionamento definidos. A fração de peso a vazio é modelada de forma empírica, pela seguinte equação linear<sup>5</sup> experimental:

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = aW_{TO} + b \quad (16)$$

onde  $a$  e  $b$  são apresentados na Tabela 14.

<sup>5</sup> Uma equação  $y = f(x)$  é dita linear quando a variação na sua saída ( $\Delta y$ ) é proporcional à variação na sua entrada ( $\Delta x$ ).

**Tabela 14:** Coeficientes  $a$  e  $b$  para a equação (16).

Tipo de VANT	$a$	$b$
Rádio-Controlado (RC) pequeno	-0,00296	0,87
HALE	$1,07 \times 10^{-5}$	0,126
MALE	$5,1 \times 10^{-6}$	0,42
Quadricóptero	$-4,6 \times 10^{-5}$	0,68

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 2.3 DIMENSIONAMENTO DA ASA E DO MOTOR

A segunda etapa da fase de projeto preliminar de VANTs consiste na determinação da área de referência da asa ( $S$ ) e do empuxo ( $T$ ), ou potência ( $P$ ), do motor. Esta fase depende exclusivamente dos requisitos de desempenho do VANT, e emprega teorias da “mecânica de voo”. A técnica mais empregada, conhecida como “Correspondência Gráfica”, ou “*Matching plot*”, foi inicialmente desenvolvida pela NASA e posteriormente expandida por Sadraey (2012). Ela é realizada em seis etapas:

1. Deriva-se uma equação para cada requisito de desempenho do VANT ( $W/P$  ou  $T/W$ , em função de  $W/S$ ). Os requisitos de desempenho que são utilizados para dimensionar o VANT nesta fase são: (a) velocidade de estol ( $V_s$ ); (b) velocidade máxima ( $V_{max}$ ); (c) razão máxima de subida ( $ROC_{max}$ ); (d) corrida de decolagem ( $S_{TO}$ ); e (e) teto de voo ( $h_c$ ). Esses valores devem ser fornecidos ao projetista no início da etapa de projeto preliminar, e as seguintes equações são utilizadas:

a. Velocidade de estol:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{max}} \quad (17)$$

b. Velocidade máxima:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{V_{max}} = \rho_0 V_{max}^2 C_{D_0} \frac{1}{2 \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{max}^2} \left(\frac{W}{S}\right) \quad (\text{Motor a jato}) \quad (18)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{max}} = \frac{\eta_p}{\frac{1}{2} \rho_0 V_{max}^3 C_{D_0} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{max}^2} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (\text{Motor a hélice}) \quad (19)$$



c. Razão máxima de subida:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{ROC} = \frac{ROC}{\sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{1}{(L/D)_{\max}} \quad (\text{Motor a jato}) \quad (20)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)} \quad (\text{Motor a hélice}) \quad (21)$$

d. Corrida de decolagem:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{S_{TO}} = \frac{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) e^{\left(0,6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}}{1 - e^{\left(0,6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}} \quad (\text{Motor a jato}) \quad (22)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - e^{\left(0,6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[ e^{\left(0,6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)} \right]^{V_{TO}}} \quad (\text{Motor a hélice}) \quad (23)$$

onde  $C_{D_G} = C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}}$ .

e. Teto de voo:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{AC} = \frac{1}{\sigma_{AC} (L/D)_{\max}} \quad (\text{Motor a jato}) \quad (24)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{AC} = \frac{\sigma_{AC}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_{AC} \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)} \quad (\text{Motor a hélice}) \quad (25)$$

Nas equações (17) a (25), os novos parâmetros são:  $\rho_o$ , densidade do ar em solo;  $K$ , fator de arrasto induzido pela asa;  $\sigma$ , densidade relativa do ar;  $(L/D)_{\max}$ , razão máxima de planeio;  $\mu$ , coeficiente de atrito da pista;  $C_{L_R}$ , coeficiente de sustentação em rotação;  $V_{TO}$ ,



velocidade de decolagem;  $C_{D_{TO}}$ , coeficiente de arrasto na decolagem;  $C_{L_{TO}}$ , coeficiente de sustentação na decolagem;  $\rho_{AC}$ , densidade do ar em teto de voo;  $\sigma_{AC}$ , densidade relativa do ar em teto de voo.

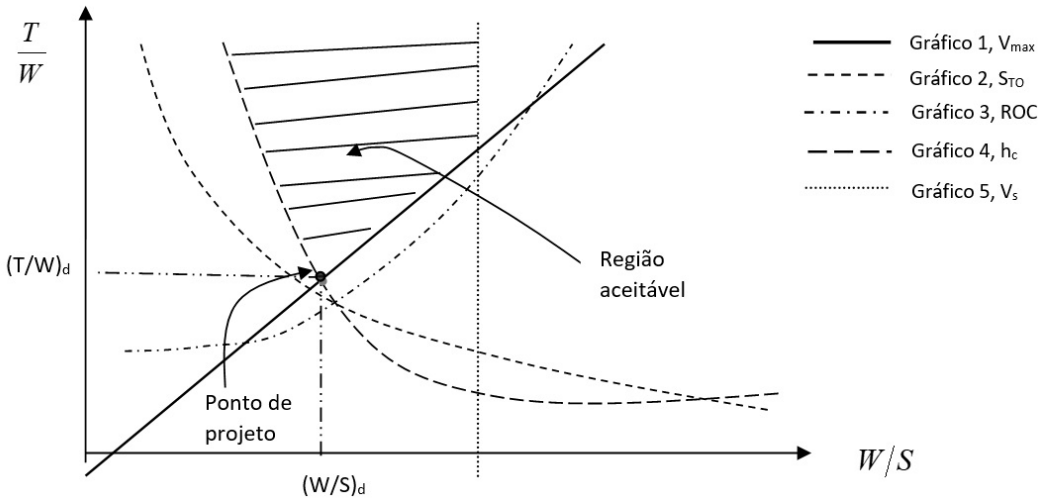
2. As equações derivadas são esboçadas em um gráfico.
3. Identifica-se a região aceitável dentro das regiões que são produzidas pelos eixos e pelos gráficos. Para um VANT com motor a jato, a região aceitável encontra-se à esquerda do gráfico de estol e acima dos demais gráficos. Para um VANT com motor a hélice, a região aceitável encontra-se à esquerda do gráfico de estol e abaixo dos demais gráficos.
4. Determina-se o ponto de projeto (ou seja, a seleção ideal). Para um VANT com motor a jato, o ponto de projeto é o menor ponto compreendido na região aceitável. Para um VANT com motor a hélice, o ponto de projeto é o maior ponto compreendido na região aceitável.
5. A partir do ponto de projeto, dois números são extraídos: o correspondente carregamento da asa,  $(W/S)_d$ ; e o correspondente carregamento de energia,  $(T/W)_d$ , para um VANT com motor a jato, ou de potência,  $(W/P)_d$ , para um VANT com motor a hélice.
6. Calcula-se a área da asa e o empuxo/potência do motor a partir desses dois valores, uma vez que o peso máximo de decolagem ( $W_{TO}$ ) da aeronave já foi previamente determinado:

$$S = W_{TO} / \left( \frac{W}{S} \right)_d \quad (26)$$

$$T = W_{TO} \left( \frac{T}{W} \right)_d \quad (27)$$

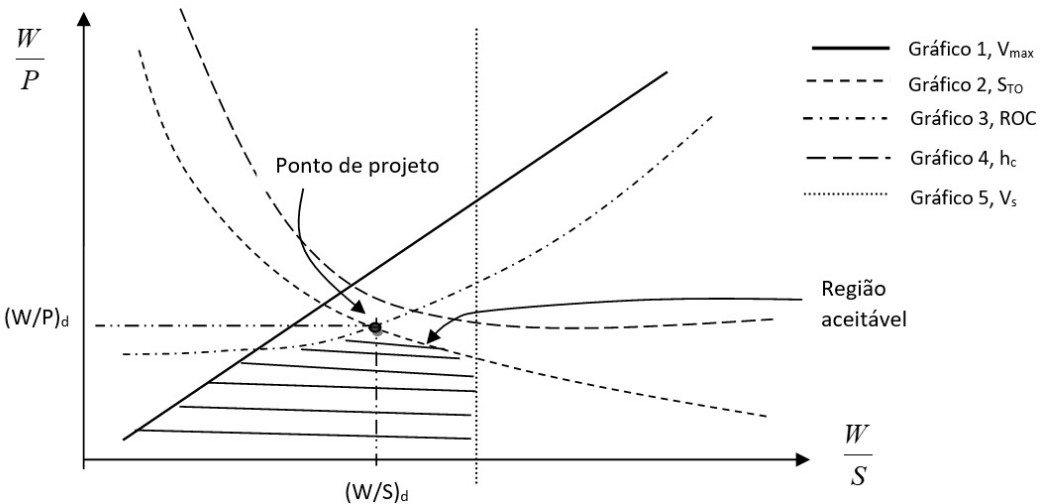
$$P = W_{TO} / \left( \frac{W}{P} \right)_d \quad (28)$$

Uma técnica de correspondência gráfica típica para um VANT de asa fixa com motor a jato é ilustrada na Figura 15, e com motor a hélice, na Figura 16.



**Figura 15:** Correspondência gráfica para um VANT de asa fixa com motor a jato.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 16:** Correspondência gráfica para um VANT de asa fixa com motor a hélice.

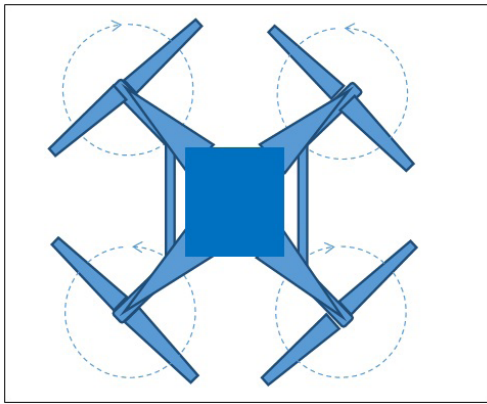
Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 2.4 QUADRICÓPTEROS

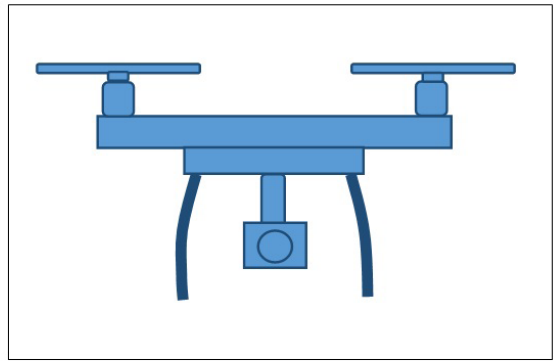
Nos últimos anos, a popularidade dos VANTs do tipo “quadricópteros” disparou. Existem cinco razões principais para a popularidade dos mesmos: (a) tamanho e portabilidade; (b) baixo custo; (c) segurança; (d) rapidez na captura de eventos ao vivo; e (e) capacidade de parrar.



Quadrícópteros têm seus motores montados na própria estrutura, e a única forma de induzir um movimento lateral/direcional/longitudinal é inclinando o corpo inteiro. O quadrícóptero tem quatro motores elétricos (cada um gira uma hélice), sendo que dois giram no sentido horário e dois giram no sentido anti-horário (Figura 17). Se o par de motores do sentido horário estiver girando em uma taxa diferente do par de motores do sentido anti-horário, isto criará um torque em torno de um eixo. Cada motor é colocado a  $90^\circ$  do outro. Todos os motores geram um impulso para cima, de forma que a força total é igual à de sustentação. Quando o quadrícóptero é inclinado, um componente horizontal da força total empurra o veículo na direção horizontal, permitindo que ele se desloque.



Vista superior



Vista frontal

**Figura 17:** VANT do tipo quadrícóptero.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

O quadrícóptero pode carregar cargas úteis sob seu corpo principal, a exemplo de câmeras em missões de fotografia aérea e videografia. Como os quatro motores não têm coberturas, e o trem de pouso é fixo, o corpo principal do quadrícóptero não é aerodinamicamente ideal; portanto, ele está sujeito a um arrasto maior. Conseqüentemente, essa configuração tem uma velocidade máxima menor em comparação com outras configurações (VANTs de asa fixa). A Tabela 15 fornece algumas características técnicas e especificações de configuração de um quadrícóptero.



**Tabela 15:** Características técnicas de um quadricóptero típico.

Característica	Especificação
Número de motores	4
Tipo de motores	Elétricos
Configuração dos motores	Voltados para cima, em forma de X
Rotação das hélices	Duas no sentido horário, duas no sentido anti-horário
Decolagem e pouso	Vertical
Flutuação	Sim
Trem de pouso	Fixo - derrapagem
Velocidade	Baixa
Arrasto	Alto

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

O líder mundial na indústria de VANTS comerciais pequenos e civis, é a empresa “DJI”, a qual responde por 72% da participação do mercado de quadricópteros (UP, 2015). Os quadricópteros da DJI variam desde o gigantesco *Matrice 600 Pro*, de US\$5000,00 (usado, por exemplo, nas filmagens de Hollywood) até o *Spark*, de US\$400,00, do tamanho da palma de uma mão. A Figura 18 ilustra um quadricóptero DJI *Phantom 4 Pro*. Este quadricóptero tem uma massa de 1,380 kg e tem a capacidade de decolagem e retorno automáticos para casa. A velocidade máxima é de 72 km/h e seu tempo de voo é de 28 minutos.



**Figura 18:** Quadricóptero Phantom 4 Pro da DJI. Créditos: A. Savin - Trabalho próprio, Licença de arte gratuita.

Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2017b).



O *Phantom 4 Pro* tem uma construção em liga de titânio/magnésio, o que aumenta a resistência de sua estrutura e reduz o peso. Ele é equipado com uma câmera de 1 polegada com 20 megapixels e sensor de Metal-Óxido-Semicondutor Complementar (CMOS), o qual é capaz de gravar 4000 vídeos, a 60 quadros por segundo, e fotos no modo contínuo (*burst*), a 14 quadros por segundo. O *Phantom 4 Pro* apresenta 5 configurações para evitar obstáculos, juntamente com três modos de voo autônomo inteligente (a saber, posição, esporte e atitude). Três conjuntos de sensores de visão dupla formam um sistema de navegação que trabalha constantemente para calcular a respectiva velocidade e distância entre o VANT e objetos próximos.

# CAPÍTULO 3

## Disciplinas de Projeto



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Discutir as funções dos principais componentes de Veículos Aéreo Não-Tripulado (VANTs);
2. Avaliar o projeto estrutural de um VANT;
3. Avaliar o projeto do sistema de propulsão de um VANT;
4. Avaliar o projeto mecânico e de transmissão de potência de um VANT;
5. Avaliar o projeto do sistema elétrico de um VANT;
6. Avaliar o projeto das superfícies de controle de um VANT;
7. Avaliar os prováveis modos de falha de subsistemas/componentes;
8. Fornecer orientações sobre a instalação de componentes.

### 3.1 INTRODUÇÃO

Conforme apresentado no Capítulo 1, existem três fases principais de projeto de VANTs: (a) projeto conceitual; (b) projeto preliminar; e (c) projeto detalhado. As técnicas de projeto conceitual foram brevemente descritas no Capítulo 1. A técnica de projeto preliminar, por outro lado, foi discutida no Capítulo 2. As técnicas de projeto detalhado dos componentes de VANTs, por fim, são introduzidas nesta Seção, e pormenorizadamente abordadas nos Capítulos 3 à 13. A título de ilustração, a Tabela 5 recapitula os principais componentes de VANTs e suas funções.

### 3.2 PROJETO AERODINÂMICO

A função aerodinâmica primária dos componentes “asa” e “cauda” dos VANTs é gerar força de sustentação ( $L$ ). No entanto, eles dão origem a dois outros produtos aerodinâmicos indesejados, a saber, a força de arrasto ( $D$ ) e o momento (torque) de arfagem ( $M$ ). Enquanto um projetista de VANT procura maximizar a sustentação, os outros dois (força de arrasto e momento de arfagem) devem ser minimizados. Durante o processo



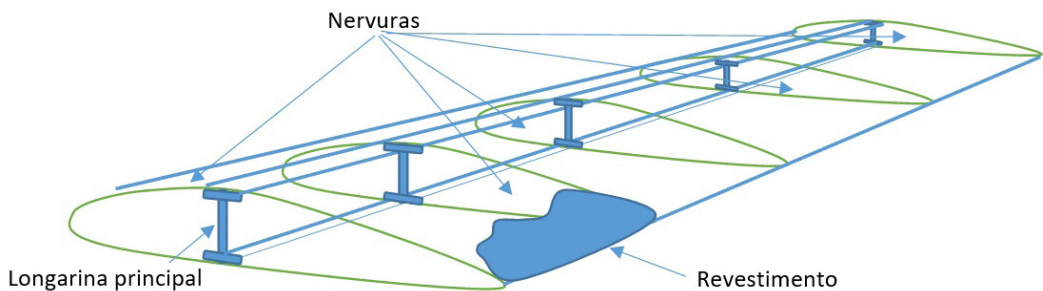
de projeto aerodinâmico, vários parâmetros relacionados à geometria da(s) asa(s), em particular, devem ser determinados. O projeto aerodinâmico de VANTs é discutido, em detalhes, no CAPÍTULO 4.

### 3.3 PROJETO ESTRUTURAL

A estrutura de um VANT de asa fixa convencional consiste em cinco unidades principais: fuselagem, asas, cauda horizontal, cauda vertical e superfícies de controle. As funções principais da estrutura são: (a) manter a forma aerodinâmica do VANT; e (b) transportar cargas úteis.

Os membros estruturais da fuselagem incluem, em geral, longarinas, cêrceas, tirantes e revestimento. Tais componentes são construídos a partir de uma ampla variedade de materiais. As primeiras aeronaves, por exemplo, foram construídas principalmente de madeira, ao passo que, nos dias de hoje, tubos de aço e alumínio aeroespacial são os materiais mais empregados. Muitos VANTs recém-projetados já têm sido construídos com materiais compósitos leves e avançados, como epóxi/vidro e fibra de carbono.

Os membros estruturais da asa/cauda de um VANT são: longarina, nervuras, tirantes, montantes e revestimento. As longarinas são os principais membros estruturais da asa, a qual, geralmente, possui duas das mesmas. A longarina principal é a responsável pela proteção da espessura máxima da asa, estando a ela presas as nervuras, que se repetem em intervalos bem definidos (Figura 19).



**Figura 19:** Longarina principal e nervuras.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

O projetista estrutural de VANTs deve determinar as cargas de voo, calcular as tensões e projetar os elementos estruturais de modo a permitir que os componentes do VANT executem suas funções aerodinâmicas de maneira eficiente. Este objetivo



é considerado simultaneamente com o de se reduzir peso estrutural. A ferramenta mais comum na etapa de análise estrutural é o uso do Método de Elementos Finitos (FEM). Existem cinco tensões principais às quais os componentes estruturais dos VANTs estão submetidos (Megson, 2012): (a) tração; (b) compressão; (c) torção; (d) cisalhamento; e (e) flexão. Os componentes da estrutura estão geralmente sujeitos a uma combinação dessas tensões.

Um dos requisitos de projeto de VANTs militares é a “furtividade”. Nesse aspecto, os três métodos básicos empregados para se minimizar a reflexão de pulsos de radar de volta para um receptor inimigo são:

- Fabricar áreas apropriadas do VANT (por exemplo, os *radomes*, que abrigam os radares detectores), a partir de material translúcido para microondas, como Kevlar ou composto de vidro;
- Cobrir as superfícies externas da aeronave com Material Absorvedor de Microondas (RAM);
- Projetar o formato externo do VANT de modo a refletir os pulsos do radar em direção oposta à do transmissor inimigo.

## 3.4 PROJETO DO SISTEMA DE PROPULSÃO

VANTs são, em geral, mais pesados que o ar, e por conseguinte, requerem um sistema de propulsão para ter um voo sustentado. Sem um motor propulsor adequado, um VANT de asa fixa só é capaz de planar por um curto período de tempo. Além da função primária de sustentação, o sistema de propulsão também é responsável por fornecer energia/potência para outros subsistemas, tais como o sistema hidráulico, sistema elétrico, sistema pneumático, sistema de ar condicionado e aviônica.

### 3.4.1 Diretrizes Gerais de Projeto

Uma vez identificados e priorizados os requisitos/restrições de projeto, o projetista do sistema de propulsão deve passar à etapa de seleção do tipo de motor. Existem vários tipos de motores disponíveis no mercado para operações de voo. Eles incluem: (a) motores elétricos (movidos a bateria ou a energia solar); (b) a combustão (pistão) com hélice; (c) turbo jato; (d) *turbofan*; (e) turboélice; (f) turbo eixo; (g) *ramjet*; (h) motores de foguetes, etc. Um motor a jato (por exemplo, turbo jato, *turbofan*) gera empuxo diretamente, enquanto os motores de propulsão (por exemplo, elétricos, a pistão e turboélice) empregam uma



hélice para converter a potência do motor em empuxo. Em um voo de cruzeiro, o empuxo ( $T$ ) está relacionado à potência ( $P$ ) do motor conforme abaixo:

$$T = \frac{P\eta_p}{V} \quad (29)$$

onde  $\eta_p$  denota a eficiência da hélice e  $V$  é a velocidade aerodinâmica (relativa ao ar), em condição de voo nivelado.

As equações aerodinâmicas e os princípios que governam o desempenho de uma asa também podem ser aplicados a uma hélice; logo, esta pode ser chamada de “asa rotativa”. Uma hélice simplesmente cria a sustentação (ou seja, empuxo) às custas do arrasto. Uma questão importante no projeto do motor de um VANT é o tipo de combustível consumido pelo mesmo. Existem vários requisitos relacionados ao combustível, tais como sua densidade e temperaturas de ebulição e congelamento.

Em geral, o trabalho de um projetista do sistema de propulsão de VANTs consiste em determinar/projetar/selecionar os seguintes itens:

- Tipo de motor;
- Número de motores;
- Localização do motor;
- Tamanho da hélice (se motor movido a hélice);
- Entrada de admissão (se motor a jato);
- Instalação do motor.

A Tabela 16 mostra os sistemas de propulsão de vários VANTs atuais.

**Tabela 16:** Sistemas de propulsão de vários VANTs.

VANT	Tipo de Motor	Motor	Empuxo/Potência
Global Hawk	Turbofan	Rolls-Royce AE 3007	34 kN
General Atomics Avenger	Turbofan	Pratt & Whitney PW500	17,7 kN
MQ-1 Predator A	Pistão	Rotax 914	115 hp
MQ-9 Predator B Reaper	Turbohélice	Honeywell TPE331-10	950 hp
RQ-7 Shadow 200	Pistão	UEL AR 741	28,3 kW
Northrop Grumman Firebird	Pistão	Lycoming TO-540	260 kW
DJI Mavic 2 Pro quadcopter	Elétrico	M10 100-10 KV120	4×73 W
AeroVironment RQ-11 Raven	Elétrico	Aveox <i>brushless</i> 27/26/7	250 W
Arcturus T-20	Pistão	Avgas 110 LL	7,5 kW
Aurora Perseus B	Pistão	Rotax 94	73 kW

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



### 3.4.2 Motores Elétricos

A maioria dos VANTs de asa fixa rádio-controlados de pequenas dimensões (envergadura de menos de dois metros) e todos os quadricópteros utilizam sistemas de propulsão elétrica. Um sistema de propulsão elétrica inclui: motor elétrico (responsável por converter energia elétrica em energia mecânica), bateria e hélice. As características típicas de um VANT elétrico são: baixa velocidade (menos de 30 nós), baixo alcance (menos de 50 km), baixa autonomia (menos de 1 hora), baixo custo (de algumas centenas a alguns milhares de dólares), tamanho compacto, centro de gravidade constante e baixo ruído.

Existem dois tipos principais de motores elétricos usados em VANTs: (a) escovados; (b) sem escovas, mais popularmente conhecidos como *brushless*. Quanto à alimentação, os motores elétricos podem ainda ser divididos em: (a) motores de Corrente Contínua (CC); e (b) motores de Corrente Alternada (CA). O motor elétrico de um VANT com sistema de propulsão elétrica é geralmente do tipo CC, e a proporção típica da potência do motor relativa à massa do avião é de 100 a 200 W/kg. Já a tensão de alimentação típica desses motores é de 10 a 12 V.

A potência de um motor elétrico é determinada multiplicando-se a corrente elétrica ( $I$ ) que está sendo consumida pela tensão de alimentação terminal ( $V$ ):

$$P = IV \quad (30)$$

Quando a unidade da tensão é o Volt (V), e a unidade da corrente é o Ampere (A), a unidade de potência é o Watt (W). Além disso, a potência é formalmente definida como a taxa de variação ( $\Delta$ ) da energia ( $E$ ) em relação ao tempo ( $t$ ):

$$P = \frac{\Delta E}{\Delta t} \quad (31)$$

onde a unidade da energia é o Joule (J), e do tempo, o segundo (s).

Quando a corrente e a tensão são constantes (por exemplo, em um voo de cruzeiro), as equações (30) e (31) se reduzem a:

$$E = IVt \quad (32)$$

A energia total de uma bateria é fixa, bem como a tensão de um motor elétrico. Portanto, a duração em que uma bateria pode fornecer energia a um motor é baseada na corrente elétrica que é consumida pelo mesmo. Isso implica que a corrente requisitada pelo motor elétrico pode ser ajustada de forma a se aumentar o tempo de voo.



## 3.5 PROJETO DO TREM DE POUSO

Outro componente importante de VANTs, passível de ser projetado detalhadamente, é o trem de pouso. As funções principais de um trem de pouso são:

- Manter o VANT estável no solo, assim como durante as operações de carregamento, descarregamento e taxiamento;
- Permitir que o VANT se mova e manobre livremente durante o taxiamento;
- Garantir uma distância segura entre o solo e componentes do VANT, tais como asa e fuselagem, de forma a evitar danos aos mesmos;
- Absorver choques durante a operação de pouso;
- Facilitar a decolagem, permitindo a aceleração e rotação do VANT com menor atrito.

Em geral, existem nove configurações para um trem de pouso: (a) simples; (b) bicicleta; (c) convencional (duas rodas na frente e uma atrás); (d) triciclo (uma roda na frente e duas atrás); (e) quadriciclo; (f) *multi-bogey*; (g) trilho liberável; (h) esqui; e (i) flutuador. Outro aspecto importante do projeto do trem de pouso é decidir o que fazer com ele após a operação de decolagem. Em geral, existem quatro alternativas:

- O trem de pouso é liberado após a decolagem;
- O trem de pouso se mantém pendurado sob o VANT (ou seja, fixo);
- O trem de pouso é totalmente retraído para dentro do VANT (por exemplo, dentro da asa ou fuselagem);
- O trem de pouso é parcialmente retraído para dentro do VANT.
- A Tabela 17 ilustra as características do trem de pouso de vários VANTs atuais.

**Tabela 17:** Trens de pouso de vários VANTs.

VANT	Modelo	Fixo/Retrátil
<i>Global Hawk</i>	Triciclo	Retrátil
<i>General Atomics Avenger</i>	Triciclo	Retrátil
<i>MQ-1 Predator</i>	Triciclo	Fixo
<i>RQ-7 Shadow 200</i>	Triciclo	Fixo
Northrop Grumman Firebird	Triciclo	Retrátil
<i>MQ-5B Hunter</i>	Triciclo	Fixado com carenagem
<i>DJI Mavic Pro Quadcopter</i>	Esqui de quatro pernas	Fixo
<i>Yamaha RMAX</i>	Esqui	Fixo

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



## 3.6 PROJETO DO SISTEMA DE TRANSMISSÃO DE POTÊNCIA

Um dos subsistemas de VANTs que tem grande influência no projeto das superfícies de controle é o sistema de transmissão de potência. Existem vários tipos de sistemas assim, cada qual com suas vantagens e desvantagens. Dentre os principais, destacam-se: (a) sistemas eletromecânicos; (b) pneumáticos; (c) hidráulicos; e (d) eletro-hidrostáticos.

Os sistemas de transmissão de potência eletromecânicos (ou puramente mecânicos), são a alternativa mais básica. Eles são usados em uma variedade de VANTs pequenos, onde as forças aerodinâmicas não são excessivas. Os sistemas de transmissão de potência puramente mecânicos usam um conjunto de peças mecânicas, tais como hastes, cabos e polias, para transmitir os movimentos comandados pelos atuadores às superfícies de controle.

A complexidade e o peso de um sistema de transmissão de potência mecânico aumentam consideravelmente com o tamanho e o desempenho do VANT. A energia hidráulica, por outro lado, supera muitas dessas limitações. Um sistema de transmissão de potência hidráulico possui duas partes: (a) o circuito mecânico; e (b) o circuito hidráulico. Um comando de controle (elétrico, em geral) faz com que o circuito mecânico abra as correspondentes servoválvulas no circuito hidráulico, que por sua vez, aciona os atuadores para movimentarem as superfícies de controle. Sistemas de transmissão hidráulicos, contudo, podem exigir longas linhas hidráulicas, as quais podem precisar de redundância, e eventualmente, desenvolver vazamentos. Os atuadores “eletro-hidrostáticos”, por fim, usam reservatórios hidráulicos locais e bombas para evitar a necessidade dessas longas linhas hidráulicas.

A substituição de conexões mecânicas ou hidráulicas dos sistemas de transmissão de potência por sinais elétricos/eletrônicos digitais pode economizar peso e melhorar a confiabilidade de VANTs. Tais sistemas, conhecidos como *Fly-By-Wire* (FBW), podem responder com mais flexibilidade às mudanças nas condições aerodinâmicas. Sistemas mecânicos e hidráulicos requerem lubrificação, ajustes de tensão, verificações de vazamento, mudanças de fluidos, etc., manutenções estas que inexistem nos sistemas totalmente eletrônicos. Os sistemas FBW também são capazes de incorporar leis de controle de voo com modos diferentes (multimodo), cada um otimizado para melhorar a capacidade de manobra e controle para uma fase particular do voo.

Os sistemas *Fly-By-Optics* (FBO) têm sido usados mais recentemente no lugar dos sistemas FBW, pois podem transferir dados em velocidades mais altas e são quase imunes



à Interferência Eletromagnética (EMI). Em uma visão simplista, os cabos elétricos do sistema FBW são substituídos por cabos de fibra ótica.

## 3.7 SISTEMAS ELÉTRICOS

### 3.7.1 Fundamentos

Uma variedade de sistemas elétricos é necessária para voar um VANT, a saber: sistema de controle de voo, controle do motor, comunicação, sistema de navegação, câmeras, sensores, entre outros. Em um VANT de grande porte, uma potência elétrica de até 100 kW pode ser necessária para alimentação de tais sistemas. No que tange às estações de controle terrestre de VANTs de grande porte, em particular, a necessidade de energia elétrica pode ser tão alta que um caminhão separado é às vezes utilizado para transportar um gerador elétrico exclusivamente dedicado ao fornecimento de energia.

A Tabela 18 apresenta os requisitos de potência elétrica de alguns componentes de um radar/sistema de comunicação empregado em VANTs militares, a título de ilustração (Svoboda; Dorf, 2013).

**Tabela 18:** Requisitos de potência elétrica de um radar/equipamento de apoio usado em VANTs militares.

Sistema	Componente	Potência (W)
Radar	Transmissor	355
	Receptor e excitador	95
	Processador	400
	Sistema de antenas	75
	Cabos e conectores	25
	<b>Subtotal</b>	<b>950</b>
Equipamento de Apoio	Sistema de navegação inercial (incluindo dissipador de calor)	50
	Enlace de dados	185
	Altímetro e receptor GNSS	20
	Estrutura de suporte	N/A
	Ventiladores de refrigeração	150
	<b>Subtotal</b>	<b>405</b>
<b>Total</b>		<b>1355</b>

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



Cinco fontes primárias de energia elétrica são passíveis de utilização em VANTs: (a) motor principal; (b) bateria; (c) Unidade Auxiliar de Energia (APU); (d) células solares; e (e) gerador.

### 3.7.2 Recomendações de Segurança

Um circuito elétrico deve ser protegido contra falhas (circuito aberto e curto-circuito) que podem ocorrer no sistema. Um circuito aberto é uma falha elétrica que ocorre quando um circuito é desconectado. Já o curto-circuito é a falha elétrica que ocorre quando um ou mais circuitos criam uma conexão indesejada. O curto-circuito mais perigoso ocorre quando um fio positivo cria uma conexão indesejada com uma conexão negativa ou com o aterramento. Isso normalmente é chamado de “curto para o terra”.

Existem duas maneiras de se proteger os sistemas elétricos contra falhas: (a) mecanicamente; e (b) eletricamente. Fios e elementos elétricos são protegidos “mecanicamente” (contra abrasão e desgaste excessivo) por meio da instalação adequada dos mesmos e pela adição de coberturas/tampas protetivas. Em contraste, os fios são protegidos “eletricamente”, através da utilização de disjuntores e fusíveis, os quais interrompem a passagem de corrente elétrica quando a mesma ultrapassa um valor considerado seguro.

VANTs de grande porte, quando em solo, costumam utilizar um circuito de alimentação externo que fornece energia elétrica ao mesmo. Tal energia geralmente é usada para dar partida no motor e manter a operação de vários sistemas elétricos internos, sem descarregar a bateria embarcada.

### 3.7.3 Diagramas Elétricos

Diagramas (ou esquemáticos) elétricos dos sistemas internos devem sempre ser incluídos nos manuais dos VANTs, de forma a especificar informações tais como, a bitola dos fios e os tipos de terminais a serem usados em uma aplicação particular. Além dessas informações, os diagramas elétricos normalmente identificam cada componente dos sistemas por seu número de fabricação (*part number*) e seu número de série. Os diagramas elétricos são muito importantes para solucionar problemas de mal funcionamento elétrico (mal contato, queima de componente, etc.) dos VANTs.



### 3.7.4 Isolação e Blindagem

A cablagem e os dispositivos elétricos de um VANT devem ser isolados e, sempre que possível, blindados, por razões de segurança e eficácia. Isolação (ou isolamento) é o processo de recobrimento dos fios elétricos com materiais não-condutores de eletricidade (usualmente Tefzel, Teflon/Kapton/Teflon e Politetrafluoroetileno (PTFE)/Poliamida/PTFE). Blindagem, por outro lado, é o processo de aplicação de uma cobertura metálica aos fios de forma a eliminar Interferências Eletromagnéticas (EMI). A EMI é causada quando as ondas eletromagnéticas induzem tensões de alta frequência em um fio ou componente, as quais podem causar imprecisões ou até mesmo falhas no sistema.

### 3.7.5 Baterias

Existem basicamente dois tipos de baterias: (a) não-recarregáveis (ou primárias); e (b) recarregáveis (ou secundárias). Uma bateria primária é projetada para ser usada uma única vez, sendo descartada em seguida (após sua completa descarga). Uma bateria recarregável, por outro lado, é aquela que pode ser utilizada, descarregada e recarregada muitas vezes.

Baterias de VANTs de grande porte são geralmente identificadas pelo material usado em sua composição. Os tipos mais comuns de bateria são: (a) chumbo-ácido; (b) Ni-Cd; (c) íon-lítio; (d) polímero de lítio; (e) hidreto metálico de níquel; (f) alcalino. A Tabela 11 fornece características técnicas de algumas baterias recarregáveis.

A bateria de chumbo-ácido é o tipo mais antigo de bateria recarregável. Apesar de ter relações “energia-peso” e “energia-volume” muito baixas, sua capacidade de fornecer alta corrente de surto implica que a bateria tem uma relação “potência-peso” relativamente grande. Por serem baratas, em comparação com as tecnologias mais recentes, as baterias de chumbo-ácido são muito populares e amplamente utilizadas em VANTs.

No que tange à seleção da bateria mais adequada para um VANT, vários critérios devem ser levados em consideração: (a) custo; (b) densidade de energia; (c) vida útil; (d) segurança; (e) peso; (f) dimensões; (g) eficiência de carga/descarga; (h) taxa de autodescarga; (i) durabilidade do ciclo; (j) tensão nominal da célula; e (k) energia específica.

### 3.7.6 Geradores

VANTs de grande porte geralmente empregam um sistema elétrico de Corrente Alternada (CA) de baixa potência para alimentar certos instrumentos, como radares e



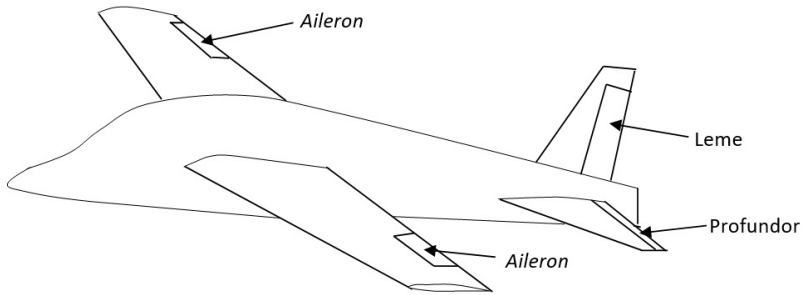
transmissores. Um dispositivo chamado inversor também pode ser usado para fornecer energia CA, convertendo Corrente Contínua (CC) em CA. Duas tensões AC comumente encontradas em inversores de VANTs de grande porte são 26 V e 115 V. Quando da eventual perda do gerador AC do VANT, a bateria interna do mesmo continua a fornecer energia CC para operar sistemas vitais, garantindo assim, um pouso seguro.

### 3.8 PROJETO DAS SUPERFÍCIES DE CONTROLE

Dois pré-requisitos fundamentais para execução de um voo seguro são a “estabilidade” e a “controlabilidade”. Estabilidade (de voo) é definida como a tendência inerente de uma aeronave de se opor a qualquer entrada e de retornar à condição de equilíbrio (*trim*) original, caso perturbada. Quando a soma de todas as forças ao longo dos três eixos da aeronave, e a soma de todos os momentos em torno deles são zero, diz-se que uma aeronave está “compensada”, ou trimada, caso este em que a aeronave terá velocidade linear e/ou angular constante. Controlabilidade, por outro lado, caracteriza o processo de se alterar a condição de voo da aeronave de um ponto de ajuste inicial para um ponto de ajuste final ou novo. Isso é executado principalmente pelo piloto automático, via modificação das superfícies de controle e/ou acelerador do motor. O requisito de controlabilidade, em particular, exerce grande influência no projeto das superfícies de controle, criando uma série de restrições para as mesmas.

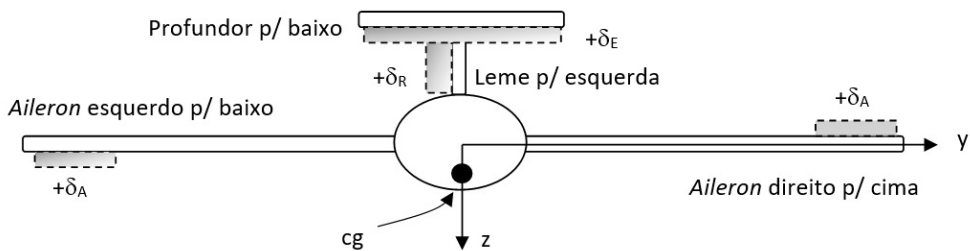
Em geral, as superfícies de controle podem ser classificadas em dois tipos: (a) convencionais; e (b) não convencional. As superfícies de controle convencionais podem ser ainda divididas em dois grupos principais: (a) superfícies de controle primárias; e (b) superfícies de controle secundárias. As superfícies de controle primárias (Figura 20) são as responsáveis pelo controle da rota de voo, e em uma aeronave convencional de asa fixa, são geralmente as seguintes: (a) *aileron*s; (b) profundor; e (c) leme. A Figura 21 ilustra a convenção de deflexões positivas para as superfícies de controle convencionais.

As superfícies de controle primárias *aileron*, profundor e leme são respectivamente utilizadas para controle lateral, longitudinal e direcional da aeronave. Na maioria das configurações de aeronaves, os movimentos laterais e direcionais são acoplados; portanto, o *aileron* também afeta o movimento direcional, e o leme, o movimento lateral. A Figura 22 apresenta o sistema de controle de voo com superfícies de controle convencionais.



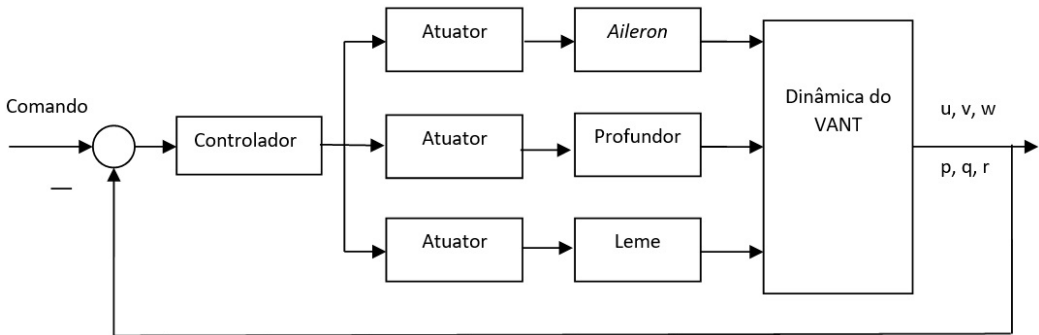
**Figura 20:** Superfícies de controle primárias.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 21:** Convenção para deflexões positivas das superfícies de controle (vista traseira).

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 22:** Sistema de controle de voo com superfícies de controle convencionais.

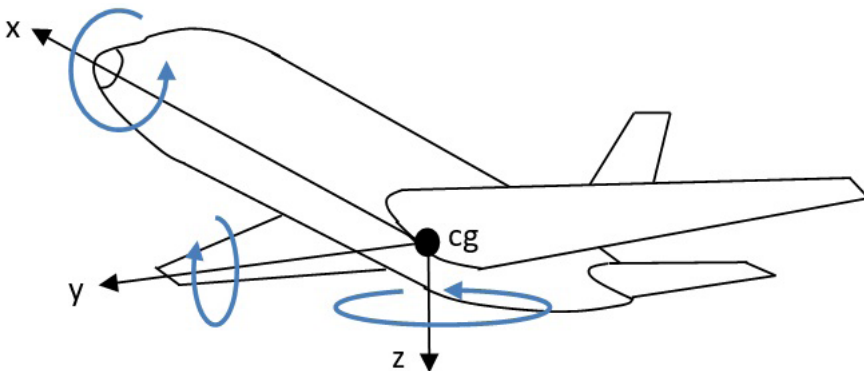
Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Para analisar o sistema de controle do VANT, um sistema de coordenadas fixo ao mesmo deve ser definido. Tal sistema é geralmente referido como “sistema de coordenadas do corpo”, e é, por definição, ortogonal e dextrógiro<sup>6</sup>. O eixo  $x$  do sistema de coordenadas

<sup>6</sup> Um sistema de coordenadas é ortogonal quando seus três eixos formam ângulos de 90 graus entre si. Um sistema de coordenadas é dextrógiro quando o produto vetorial entre os eixos  $x$  e  $y$  dá origem ao eixo  $z$  (regra da mão direita).



do corpo é definido ao longo da linha central da fuselagem (corpo) passando pelo centro de gravidade (cg) da aeronave; o eixo  $y$  é perpendicular ao eixo  $x$  e aponta para a direita (visto de cima); e o eixo  $z$  é perpendicular ao plano  $xy$  (ou seja, aponta para baixo). A Figura 23 ilustra a convenção adotada para definição das direções e rotações positivas dos eixos do VANT. O ângulo de rolamento (*roll*) positivo é definido como uma rotação no sentido horário em torno do eixo  $x$ , visto do assento do piloto (quando em cruzeiro; asa direita para baixo, asa esquerda para cima). Da mesma forma, o ângulo de arfagem (*pitch*) positivo é definido como uma rotação no sentido horário em torno do eixo  $y$ , visto do assento do piloto (nariz da aeronave para cima). Finalmente, o ângulo de guinada (*yaw*) positivo é definido como uma rotação no sentido horário em torno do eixo  $z$  visto do assento do piloto (nariz da aeronave para a direita). Os ângulos de rolamento, arfagem e guinada são também conhecidos como ângulos de Euler.



**Figura 23:** Convenção dos eixos e rotações positivas.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A primeira etapa do projeto das superfícies de controle é selecionar a configuração das superfícies. Tal seleção se dá em função da configuração do VANT (por exemplo, asa, cauda e motor), custo, desempenho, capacidade de controle, transmissão de energia e requisitos operacionais. A consequência de se adotar configurações não-convencionais para um VANT é se ter, também, um tipo particular de superfície de controle. A decisão final sobre a configuração das superfícies de controle é o resultado de um estudo de compensação (*trade-off*) visando equilibrar e satisfazer todos os requisitos de projeto de maneira otimizada. A Tabela 19 representa várias opções de configuração das superfícies de controle. A Figura 24 ilustra um fluxograma que representa o processo de projeto das superfícies de controle.

**Tabela 19:** Opções de configuração das superfícies de controle.

Configuração da Superfície de Controle	Configuração da Aeronave
Convencional ( <i>aileron</i> , profundor, leme)	Convencional (por exemplo, <i>RQ-11 Raven</i> )
Cauda horizontal inteira móvel, leme, <i>aileron</i>	Cauda horizontal e profundor combinados
Cauda vertical inteira móvel, profundor, <i>aileron</i>	Cauda vertical e leme combinados
<i>Flaperon</i> , profundor, leme	Flape e <i>aileron</i> combinados
<i>Taileron</i> , leme	Cauda horizontal inteira móvel (profundor) e <i>aileron</i> combinados
<i>Elevon</i> , leme (ou equivalente)	<i>Aileron</i> e profundor combinados (por exemplo, <i>ScanEagle</i> )
<i>Ruddervator</i> , <i>Aileron</i>	Cauda em V (por exemplo, <i>Global Hawk</i> , <i>Predator e Shadow</i> )
<i>Drag-Rudder</i> , Profundor, <i>Aileron</i>	Sem cauda vertical ( <i>X-45</i> , <i>RQ-170 Sentinel</i> )
<i>Canardvator</i> , <i>Aileron</i>	Profundor como parte do <i>canard</i> , mais <i>aileron</i>
Quatro superfícies de controle	Configuração de cauda cruzada (+ ou x) (por exemplo, a maioria dos mísseis)
<i>Aileron</i> , profundor (ou equivalente), leme dividido	Sem cauda vertical. Superfícies semelhantes a <i>ailerons</i> que são divididas em seções superior e inferior
<i>Spoileron</i> , profundor, leme	<i>Spoiler</i> e <i>aileron</i> combinados
Controle por vetor de empuxo	Superfícies de controle aumentadas ou sem controle (por exemplo, quadricópteros)

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 3.9 ANÁLISE DE SEGURANÇA

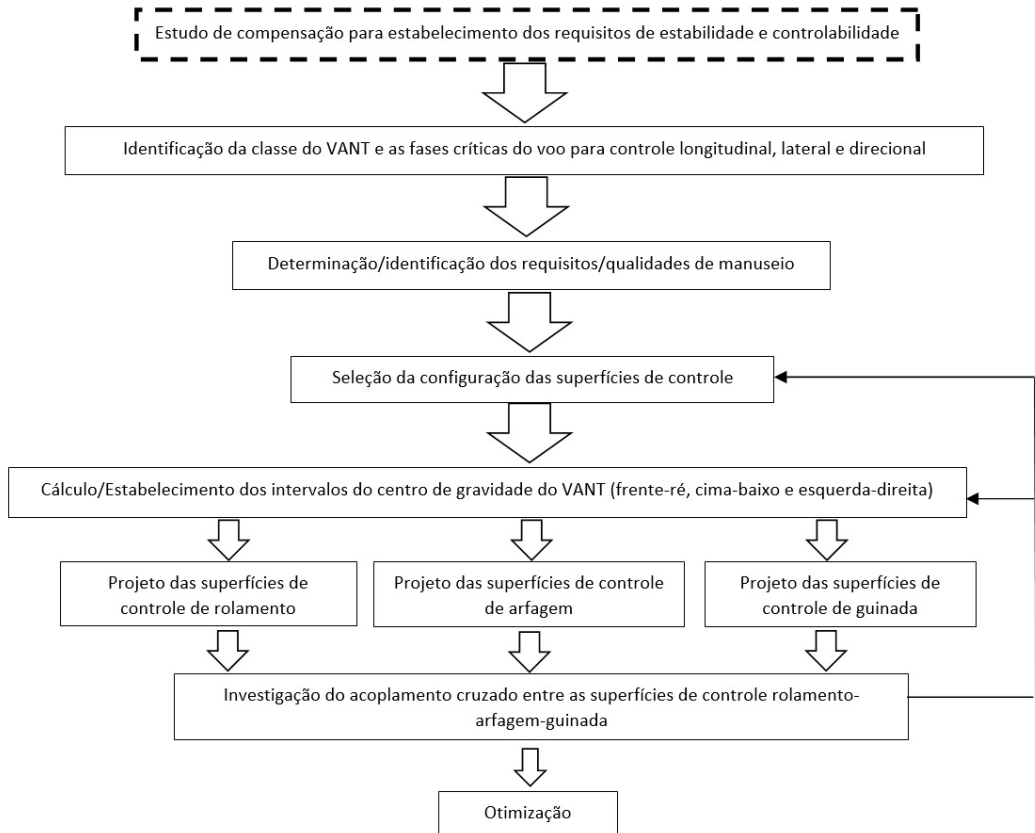
É um dever fundamental de qualquer projetista-chefe de VANT garantir que o projeto seja seguro e que todos os principais sistemas/componentes estejam protegidos contra falhas. A Administração Federal de Aviação (FAA) dos EUA publicou um manual para ajudar os operadores de veículos aéreos a realizar análises de segurança de voo (Federal Aviation Administration - FAA, 2011). No entanto, as recomendações e procedimentos fornecidos por esta referência também são aplicáveis ao processo de projeto de VANTs. Nesta Seção, dois tópicos relacionados à análise de segurança são apresentados resumidamente.

### 3.9.1 Lições Aprendidas com Projetos Anteriores

Há muitas lições valiosas, aprendidas com a indústria, sobre erros de projeto cometidos nos veículos aéreos de outrora. As experiências de fracasso e sucesso de VANTs



são muito valiosas e desempenham um papel importante no ensino de jovens projetistas. Alguns exemplos são fornecidos a seguir.



**Figura 24:** Processo de projeto das superfícies de controle.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

O principal revés durante os testes de voo da Fase II do *Global Hawk* (Figura 1) foi a destruição do veículo aéreo nº 2, em 29 de março de 1999, durante a 18ª campanha do programa. A perda do veículo aéreo e de sua carga útil foi estimada em 45 milhões de dólares. O acidente foi devido à falta de coordenação adequada (em termos de frequência) entre a Base da Força Aérea Nellis e os alcances de teste de voo da Base da Força Aérea Edwards. Já em dezembro de 1999, um problema de *software* fez com que um *Global Hawk* se desviasse da pista principal de Edwards. Um erro de código no *software* usado para coordenar o planejamento da missão comandou o veículo para taxiar a 155 nós (aproximadamente 287 km/h)!

Uma série de lições foi aprendida com o VANT *Perseus* (Figura 25), desenvolvido pela Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (NASA) dos EUA. Duas aeronaves *Perseus*



A foram construídas e realizaram 21 voos entre 1993 e 1994. Embora uma das aeronaves *Perseus A* tenha sido destruída em um acidente, depois que um girômetro vertical falhou em voo, a outra aeronave completou satisfatoriamente seu programa de testes. O *Perseus B* voou pela primeira vez em 1994 e fez dois voos em 1996, antes de ser danificado em um pouso forçado no leito seco de um lago após uma falha do eixo da hélice. A Tabela 20 ilustra as taxas de confiabilidade e acidentes de várias aeronaves tripuladas e não-tripuladas.



**Figura 25:** Perseus B, da NASA.

Créditos: NASA/DFRC/Jim Bean – (Perseus, 1994), [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Perseus\\_A\\_High\\_Altitude\\_Remotely\\_Piloted\\_Aircraft\\_being\\_Towed\\_in\\_Flight.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Perseus_A_High_Altitude_Remotely_Piloted_Aircraft_being_Towed_in_Flight.jpg).

**Tabela 20:** Taxas de confiabilidade e acidentes de várias aeronaves tripuladas/não-tripuladas.

Aeronave	Taxa de Acidentes (por 100000 horas)	Confiabilidade (%)
Aviação geral (e.g., <i>Cessna 172</i> )	1,22	-
<i>AV-8B Harrier II</i>	10,7	-
<i>Lockheed U-2 Dragon Lady</i>	3	96,1
<i>General Dynamics F-16 Fighting Falcon</i>	3,5	96,6
<i>McDonnell Douglas F/A-18 Hornet</i>	3,2	-
<i>Boeing 747</i>	0,013	98,7
<i>Boeing 777</i>	0,013	99,2
<i>General Atomics RQ - 1 Predator</i>	32	89
<i>Northrop Grumman RQ - 4 Global Hawk</i>	160	-

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



### 3.9.2 Prováveis Modos de Falhas de Subsistemas e Componentes

A identificação dos prováveis modos/condições de falha em VANTs é vital para se estabelecer requisitos de segurança. Existem vários modos de falha prováveis; alguns dos principais são:

- Perda de controle do VANT;
- Falha do sistema de navegação;
- Falha do sistema de propulsão;
- Falha do sistema de comunicação;
- Falha de lançamento;
- Falha de recuperação;
- Falha estrutural;
- Falha de reconhecimento de alvo;
- Perda de energia elétrica;
- Falha de estabilidade;
- Falha de operação de carga útil (por exemplo, câmera);
- Erro (*bug*) de *software*.

Em cada caso, a condição de falha deve ser analisada, a causa raiz, identificada e, em seguida, previsões de sucesso-falha estabelecidas. Esta abordagem irá aumentar a probabilidade de se obter um projeto com taxa de falha nula e/ou desprezível.

Uma falha muito comum em VANTs é a falha do piloto automático, a qual resulta na perda do controle e, conseqüentemente, na perda do próprio VANT. Nos casos em que a falha é devida a apenas um elemento, a inserção da chamada “redundância” é uma solução simples (embora não-ótima). O *Predator B*, por exemplo, é equipado com superfícies de controle de voo duplamente redundantes, e sistemas aviônicos/controles de voo, triplamente redundantes.

## 3.10 DIRETRIZES DE INSTALAÇÃO

Nesta Seção, são fornecidas algumas diretrizes de instalação para receptores dos Sistemas de Navegação Global por Satélites (GNSSs), Unidades de Medição Inercial (IMU), bússolas e motores elétricos embarcados em VANTs. Essas diretrizes não constituem “disciplinas de projeto” propriamente ditas; no entanto, elas têm impacto direto nas técnicas de projeto de VANTs.



### 3.10.1 GNSS/Bússola

Uma vez que a bússola é sensível a interferências eletromagnéticas, ela deve ser instalada sempre longe de quaisquer dispositivos eletrônicos e fontes de alimentação. O receptor GNSS, por sua vez, é sensível a vibrações, portanto, ele deve ser posicionado a uma boa distância de qualquer rotor. A antena do receptor, por fim, deve sempre ser instalada sobre (ou próxima a) o teto do VANT, de modo a ter linha de visada desobstruída para com os satélites em vista.

### 3.10.2 IMU

Em um VANT, a IMU deve ser sempre posicionada perto do centro de gravidade (cg) do veículo, onde a vibração é relativamente baixa. Os eixos da IMU devem ser precisamente paralelos aos do veículo.

### 3.10.3 Motores Elétricos

Em um VANT, a ordem de instalação dos motores é crucial, uma vez que o sentido de rotação de cada motor deve ser tal que seus torques sejam inicialmente anulados. As hélices, por sua vez, devem ter um ângulo de ataque (passo) positivo, de forma a gerar empuxo na direção apropriada.

# CAPÍTULO 4

## Projeto Aerodinâmico



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Conceber o projeto aerodinâmico da asa de um VANT;
2. Conceber o projeto aerodinâmico da cauda horizontal de um VANT;
3. Conceber o projeto aerodinâmico da cauda vertical de um VANT;
4. Conceber o projeto aerodinâmico da fuselagem de um VANT;
5. Estabelecer diretrizes aerodinâmicas para a acomodação de antenas.

### 4.1 INTRODUÇÃO

A aerodinâmica é a ciência que estuda o comportamento (ou seja, a dinâmica) do ar ao ser confrontado com um objeto em movimento (por exemplo, um Veículo Aéreo Não-Tripulado). Um VANT possui uma série de componentes caracterizados por seus produtos aerodinâmicos (por exemplo, força de sustentação), dois dos quais são a asa e a cauda. Ambas são superfícies de sustentação (também chamadas de aerofólios) em que forças aerodinâmicas são produzidas devido à diferença de pressão entre suas superfícies inferior e superior.

A fuselagem não é considerada, por definição, um componente aerodinâmico. No entanto, a fuselagem tem um papel considerável na criação de arrasto, além de gerar um pouco de sustentação. O objetivo principal do projeto aerodinâmico é otimizar o formato externo do VANT de modo que a sustentação seja maximizada, enquanto o arrasto e o momento de arfagem, minimizados. A Tabela 21 ilustra os componentes aerodinâmicos do VANT e suas principais funções/influências.

**Tabela 21:** Componentes aerodinâmicos do VANT e suas funções.

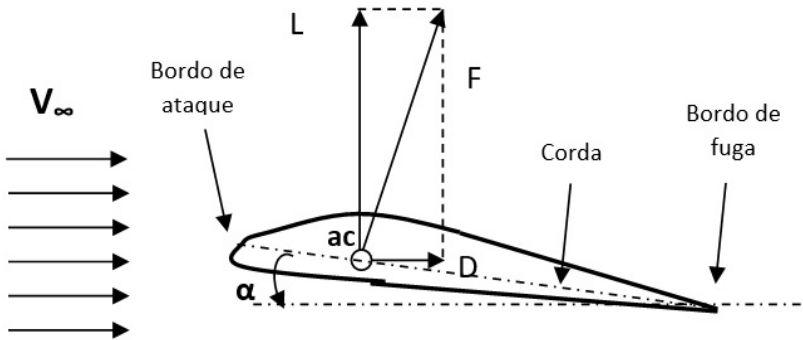
Componente	Função(ões) primária(s)	Principal influência aerodinâmica
Asa	Geração de sustentação	Sustentação
Cauda horizontal	Estabilidade e compensação longitudinal	Sustentação da cauda horizontal
Cauda vertical	Estabilidade e compensação direcional	Sustentação da cauda vertical, força lateral
Fuselagem	Acomodação de cargas úteis	Arrasto

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



## 4.2 FUNDAMENTOS DE AERODINÂMICA

A sustentação ( $L$ ) pode ser definida como a componente da força aerodinâmica perpendicular ao vento relativo. O arrasto ( $D$ ), por sua vez, é a componente da força aerodinâmica paralela ao vento relativo. O centro aerodinâmico ( $ac$ ) de um aerofólio (por exemplo, asa e cauda), o qual caracteriza o seu centro de sustentação, está, em geral, localizado próximo à primeira quarta parte (1/4) da corda<sup>7</sup> do aerofólio (Figura 26).



**Figura 26:** Sustentação, arrasto e ângulo de ataque aerodinâmicos.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

As forças aerodinâmicas de sustentação e arrasto de um aerofólio são funções dos seguintes fatores: (a) ângulo de ataque ( $\alpha$ ) do aerofólio<sup>8</sup>; (b) geometria (por exemplo, área planiforme;  $S$ ); (c) seção do aerofólio; (d) velocidade aerodinâmica ( $V$ ); (e) densidade do ar ( $\rho$ ); e (f) número de Reynolds<sup>9</sup> do fluxo de ar. A sustentação e o arrasto são determinados por:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (33)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (34)$$

<sup>7</sup> A corda de um aerofólio é definida como sendo a linha que une o bordo de ataque (início) do mesmo ao bordo de fuga (fim).

<sup>8</sup> O ângulo de ataque é definido como sendo o ângulo formado pela corda do aerofólio e a direção do seu movimento relativo ao ar, isto é, em relação ao vento aparente (ou vento relativo).

<sup>9</sup> O coeficiente, número ou módulo de Reynolds (abreviado como Re) é um número adimensional usado em mecânica dos fluidos para o cálculo do regime de escoamento de determinado fluido sobre uma superfície. Tipicamente, por valores experimentais, costuma-se caracterizar um fluido com escoamento laminar com  $Re < 2400$  e escoamento turbulento com  $Re > 4000$ .



onde  $C_L$  e  $C_D$  são os coeficientes de sustentação e arrasto, respectivamente. O coeficiente de arrasto é uma função de vários parâmetros, característicos da configuração do VANT. Uma expressão matemática para a variação do coeficiente de arrasto em função do coeficiente de sustentação é:

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \quad (35)$$

onde a variável  $K$  é chamada de fator de correção de arrasto induzido. Ela é obtida como:

$$K = \frac{1}{\pi e AR} \quad (36)$$

onde  $e$  é o fator de eficiência de Oswald e  $AR$  é o alongamento da asa.

O coeficiente de arrasto para ângulo de ataque nulo ( $C_{D_0}$ ) de um VANT de asa fixa bem projetado varia de 0,015 a 0,025. No entanto, para um VANT de asas rotativas (por exemplo, quadricópteros), considera-se o coeficiente de arrasto total ( $C_D$ ) como um parâmetro fixo, e a equação (35), portanto, não é empregada. Para um quadricóptero, o valor típico de  $C_D$  varia de 0,2 a 0,4.

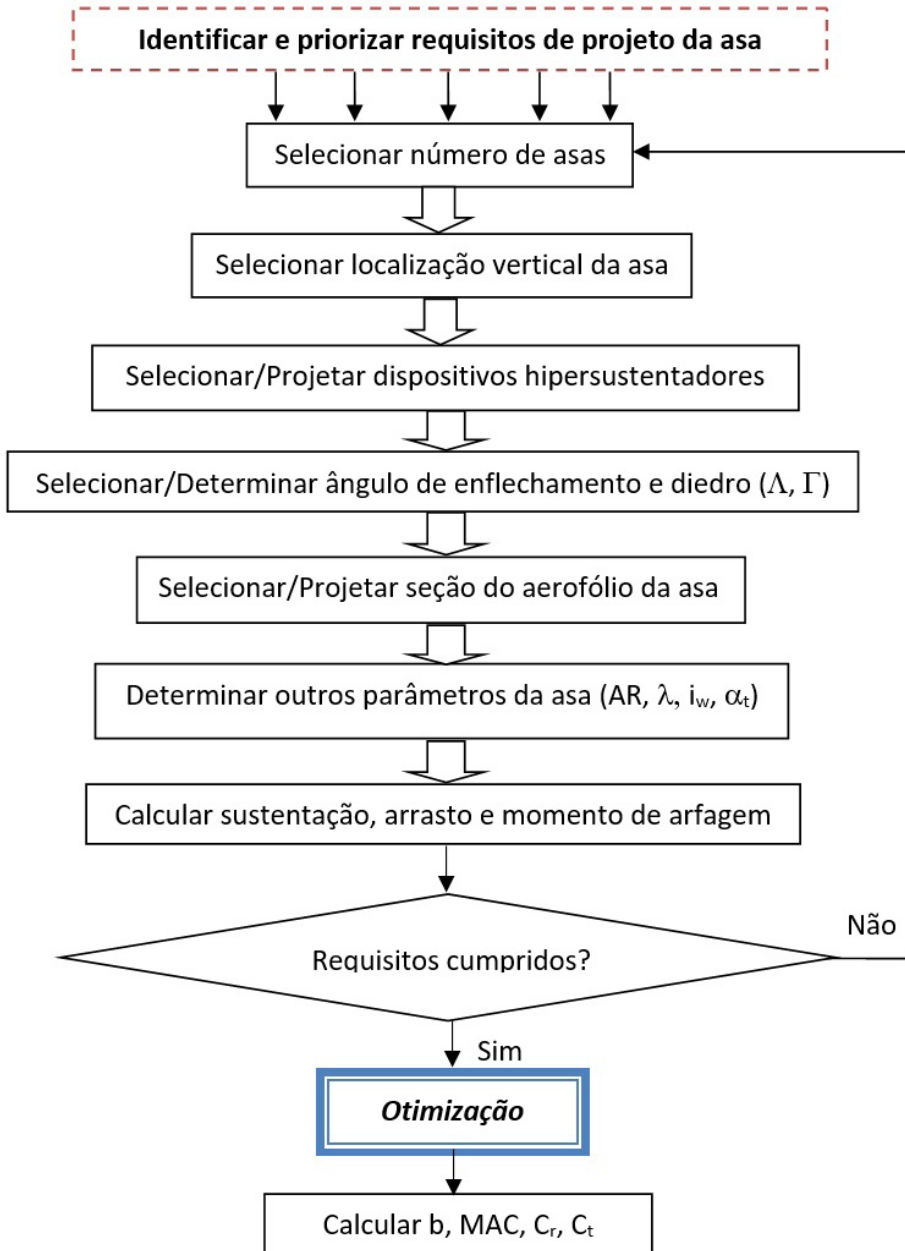
Com o progresso da ciência da aerodinâmica, uma variedade de ferramentas e *softwares* baseados em métodos numéricos têm sido desenvolvidos nas últimas décadas. Em particular, *softwares* de Fluidodinâmica Computacional (CFD) baseados na solução das equações de Navier-Stokes, método de rede Vortex, e teoria do aerofólio fino, tais como o *Fluent* e *SimScale*, estão entre os mais empregados na indústria aeronáutica.

## 4.3 PROJETO DA ASA

Esta Seção descreve o processo de projeto aerodinâmico da asa, durante o qual, os seguintes parâmetros devem ser determinados: (a) área de referência (ou planiforme) da asa ( $S$ ); (b) número de asas; (c) posição vertical em relação à fuselagem (asa alta, média ou baixa); (d) posição horizontal em relação à fuselagem; (e) seção transversal (ou aerofólio); (f) alongamento ( $AR$ ); (g) razão de afilamento ( $\lambda$ ); (h) corda da ponta ( $C_p$ ); (i) corda da raiz ( $C_r$ ); (j) Corda Média Aerodinâmica ( $MAC$  ou  $\bar{C}$ ); (k) envergadura ( $b$ ); (l) ângulo de torção ( $\alpha_t$ ); (m) ângulo de enflechamento ( $A$ ); (n) ângulo de diedro ( $I$ ); (o) ângulo de incidência ( $i_w$ ) ou ângulo de montagem ( $\alpha_{set}$ ); (p) dispositivos hiper sustentadores (por exemplo, flaps); e (q) *aileron*. A Figura 27 ilustra o procedimento de projeto da asa.



### 4.3.1 Seleção/Projeto do Aerofólio



**Figura 27:** Procedimento de projeto da asa.

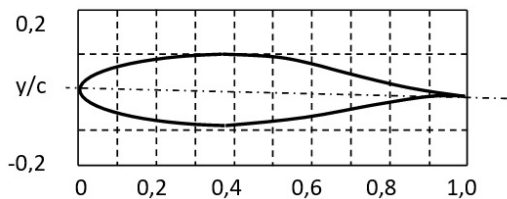
Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



Uma das tarefas críticas no projeto aerodinâmico da asa é determinar sua seção transversal (ou seja, aerofólio). A asa é um componente tridimensional, ao passo que o aerofólio é uma seção bidimensional. Existem duas maneiras de se determinar aerofólios: (a) via projeto; e (b) via seleção. O projeto de aerofólios é um processo complexo, caro e demorado, necessitando, na maioria dos casos, de profissionais experientes e especialistas em aerodinâmica.

Se o projetista não se sentir apto ao projeto do seu próprio aerofólio, é recomendável que ele recorra ao método da seleção, isto é, escolha o aerofólio a partir de seções previamente projetadas e publicadas dos mesmos. Três fontes confiáveis de seleção de aerofólios são: (a) a Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (NASA) dos EUA (b) o Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica (NACA), também dos EUA; e (c) a empresa Eppler. As características aerodinâmicas dos aerofólios Eppler, cujos nomes começam com a letra “E” seguida por três números, estão publicadas em (Eppler, 1990). As duas seções de aerofólios da NASA mais recomendadas são as séries de média velocidade “MS (1)” e baixa velocidade “LS (1)”. Suas designações típicas são MS(1)-xxyy e LS(1)-xxyy, em que xx é o coeficiente de sustentação do projeto e yy é a relação entre espessura e corda. Os aerofólios NACA da série 6 (preferidos em relação aos da série 4 e 5) são designados por cinco dígitos principais e começam com o número 6 (por exemplo, 63-209). A Figura 28 ilustra a seção do aerofólio NACA 63<sub>3</sub>-218 da série 6 com relação entre espessura e corda de 18%.

Vários gráficos indicam o comportamento de um aerofólio em um fluxo de ar, os quais podem ser empregados na seleção do melhor aerofólio. Teorias aerodinâmicas são



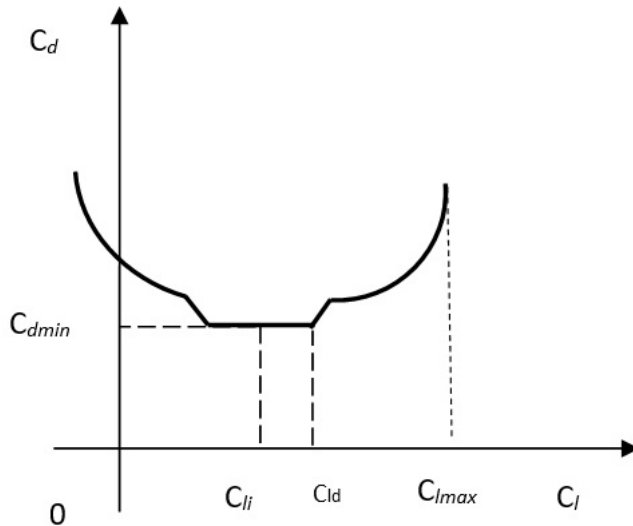
**Figura 28:** Seção do aerofólio NACA 63<sub>3</sub>-218 da série 6.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

aplicadas, ou testes em túnel de vento são conduzidos, para traçar tais comportamentos para cada aerofólio. A Figura 29, por exemplo, ilustra as variações típicas do coeficiente de arrasto do aerofólio ( $C_d$ ) em função do seu coeficiente de sustentação ( $C_l$ ) para um aerofólio laminar; como os série 6 da NACA.



Em geral, os critérios empregados na seleção do aerofólio de uma asa buscam atender a uma coleção de requisitos de projeto, como por exemplo:



**Figura 29:** Variações típicas de  $C_l$  e  $C_d$  para um aerofólio laminar.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

- O aerofólio com o maior coeficiente de sustentação máximo ( $C_{lmax}$ );
- O aerofólio com o coeficiente de sustentação ideal ou projetado ( $C_{li}$  ou  $C_{ld}$ );
- O aerofólio com o menor coeficiente de arrasto mínimo ( $C_{dmin}$ );
- O aerofólio com a maior razão de sustentação/arrasto ( $C_l/C_{dmax}$ );
- Etc.

### 4.3.2 Técnica de Projeto da Asa

Esta Seção apresenta, brevemente, técnicas/recomendações/diretrizes para determinação dos principais parâmetros das asas de VANTs.

#### 1. Localização vertical da asa:

Em princípio, existem quatro opções para a localização vertical da asa, a saber: (a) asa alta (a exemplo do *ScanEagle*); (b) asa média; (c) asa baixa (a exemplo do *Global Hawk* e *Predator*); e (d) asa parasol. Em termos de vantagens, a asa alta torna o VANT mais estável lateralmente, e produz maior sustentação em comparação com as asas média



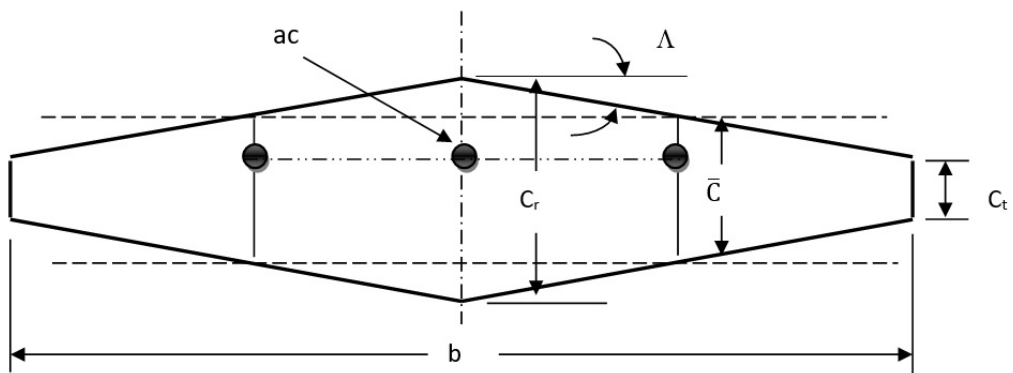
e baixa. Em termos de desvantagens, o trem de pouso se torna mais longo (se conectado à asa), o que aumenta o peso da estrutura da asa.

## 2. Alongamento:

O alongamento ( $AR$ ) da asa é definido como a relação entre a sua envergadura ( $b$ ), e a Corda Média Aerodinâmica ( $MAC$  ou  $\bar{C}$ ):

$$AR = \frac{b}{\bar{C}} \quad (37)$$

Os parâmetros  $MAC$  ( $\bar{C}$ ), corda da raiz ( $C_r$ ), corda da ponta ( $C_t$ ), envergadura ( $b$ ) e centro aerodinâmico ( $ac$ ) de uma asa reta são ilustrados na Figura 30.



**Figura 30:** MAC e centro aerodinâmico de uma asa reta.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A área planiforme ( $S$ ) de uma asa com formato retangular, ou reto afilado, por outro lado, é definida como a envergadura vezes a MAC:

$$S = b\bar{C} \quad (38)$$

O alongamento da asa tem várias influências sobre as características do VANT. Conforme o  $AR$  é aumentado, a razão máxima de planeio (sustentação/arrasto) do veículo também é aumentada. Além disso, o aumento do  $AR$  causa diminuição do efeito de vórtice na ponta da cauda horizontal. Como desvantagem, o peso estrutural da asa é aumentado com o aumento do  $AR$ , assim como são diminuídas a capacidade de rolamento do VANT, e a rigidez da asa em torno do eixo  $y$ . O alongamento típico de um VANT é de 6 a 25 (*Global Hawk*, por exemplo).



### 3. Ângulo de enflechamento:

O ângulo formado entre o bordo de ataque da asa e o eixo lateral, perpendicular à linha de centro do VANT (eixo  $y$ ) é chamado de ângulo de enflechamento ( $\Lambda$ ) (Figura 30). Variações no ângulo de enflechamento trazem vantagens e desvantagens ao VANT, as quais só podem ser ponderadas por meio de uma análise de compensação (*trade-off*). Em geral, esse ângulo é alterado visando-se:

- Melhorar as características aerodinâmicas da asa (sustentação, arrasto, momento de arfagem) em velocidades transônicas, supersônicas e hipersônicas, retardando os efeitos de compressibilidade;
- Ajustar o centro de gravidade do VANT;
- Melhorar a estabilidade lateral estática;
- Impactar a estabilidade longitudinal e direcional.

### 4. Razão de afilamento:

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

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad (39)$$

O afilamento da asa tem influência na distribuição da sustentação da asa (uma distribuição elíptica é geralmente a mais desejada). Ele também influencia o custo de fabricação da asa, uma vez que as nervuras terão formatos diferentes. Como vantagem, o afilamento reduz o peso da asa, já que o centro de gravidade de cada seção (esquerda e direita) se move em direção à linha central da fuselagem. Consequentemente, isso melhora o controle lateral do VANT.

Em geral, a razão de afilamento varia entre 0 e 1. As três principais geometrias planiformes relacionadas à razão de afilamento são as formas retangular, trapezoidal e delta. Para uma asa planiforme com razão de afilamento e ângulo de enflechamento (trapezoidal) constantes, a MAC é determinada da seguinte forma (Etkin; Reid, 1996):

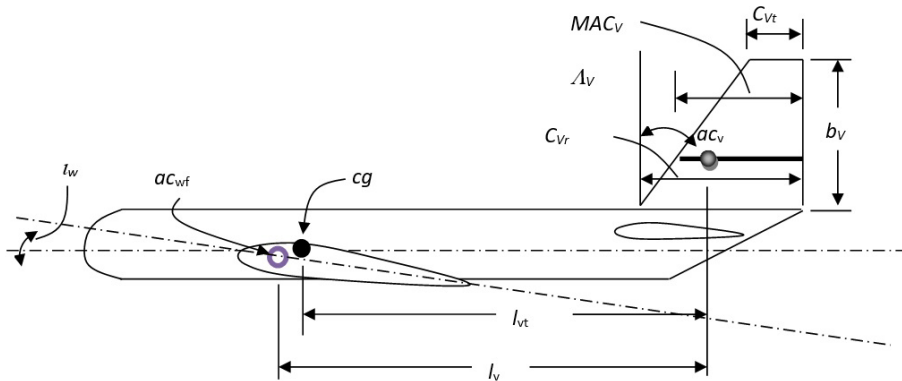
$$\bar{C} = \frac{2}{3} C_r \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (40)$$

### 5. Incidência da asa:

A incidência ( $i_w$ ) da asa, também chamada de ângulo de montagem ( $\alpha_{set}$ ), é o ângulo entre a linha central da fuselagem e a linha da corda da raiz (Figura 31). A linha central da



fuselagem encontra-se no plano de simetria do VANT e é geralmente definida paralela ao eixo  $x$  do seu sistema de coordenadas. Assim que o coeficiente de sustentação ideal da asa (encontrado a partir da velocidade de cruzeiro do VANT) é determinado, um gráfico do tipo  $(C_l \times \alpha_{set})$  pode ser usado para fornecer o ângulo de incidência da asa. O valor típico da incidência da asa para a maioria dos VANTS é de 1 a 4 graus.



**Figura 31:** Ângulo de incidência e parâmetros da cauda vertical.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 6. Ângulo de torção:

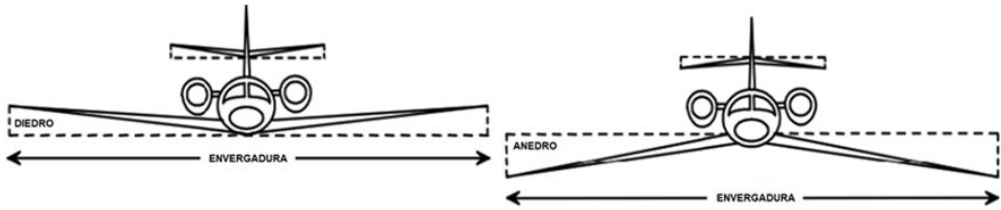
Se a ponta da asa possuir incidência menor do que a raiz da asa, diz-se que a mesma tem torção negativa ( $\alpha_t$ ), *washout*, ou simplesmente torção. Existem dois objetivos principais para o emprego da torção no processo de projeto da asa:

- Evitar que o estol da ponta aconteça antes do estol da raiz;
- Modificar a distribuição da sustentação para uma distribuição elíptica.

Valores típicos para a torção da asa variam entre -1 e -4 graus (torção negativa, portanto).

## 7. Ângulo de diedro:

O ângulo compreendido entre o plano das linhas de corda de uma asa e o plano “ $xy$ ” do VANT (quanto visto de frente) é referido como diedro da asa ( $I$ ). O plano das linhas de corda da asa é um plano imaginário que é gerado conectando-se todas as linhas de corda existentes ao longo da envergadura. Se a ponta da asa for mais alta do que o plano  $xy$  do VANT, o ângulo é chamado de diedro positivo, ou simplesmente diedro; se a ponta da asa é mais baixa do que o plano  $xy$ , o ângulo é chamado de diedro negativo, ou anédro (Figura 32). Existem várias vantagens (e desvantagens) de se aplicar o diedro na asa, sendo a principal delas a melhoria da estabilidade lateral do VANT. O ângulo diedro típico de um VANT varia entre -15 e +10 graus.



**Figura 32:** Ângulo de diedro.

Fonte: Do autor (2023).

## 8. Dispositivos hiper sustentadores:

Os dois principais objetivos dos Dispositivos Hiper Sustentadores (HLDs) são: (a) maximizar o peso da carga útil; e (b) minimizar a velocidade de estol ( $V_s$ ). As principais aplicações dos HLDs se dão durante as operações de decolagem e pouso, durante as quais a velocidade do VANT é apenas ligeiramente maior do que a velocidade de estol. Como, nessas ocasiões, a velocidade aerodinâmica é muito baixa, em comparação com a velocidade de cruzeiro, a asa deve produzir mais coeficiente de sustentação que o normal (Figura 33).

Os dois grupos principais de HLDs são: (a) Dispositivos Hiper Sustentadores de Bordo de Ataque (LEHLD); e (b) Dispositivos Hiper Sustentadores de Bordo de Fuga (TEHLD ou flape). Os seis tipos básicos de flapes são: (a) flape simples; (b) flape ventral; (c) flape com fenda; (d) flape com fenda dupla; (e) flape com fenda tripla; e (f) flape *Fowler*.



**Figura 33:** Dispositivos hiper sustentadores (flapes).

Créditos: Trick on - Trabalho próprio, CC BY-SA 4.0, Fonte: WIKIMEDIA COMMONS (2023).



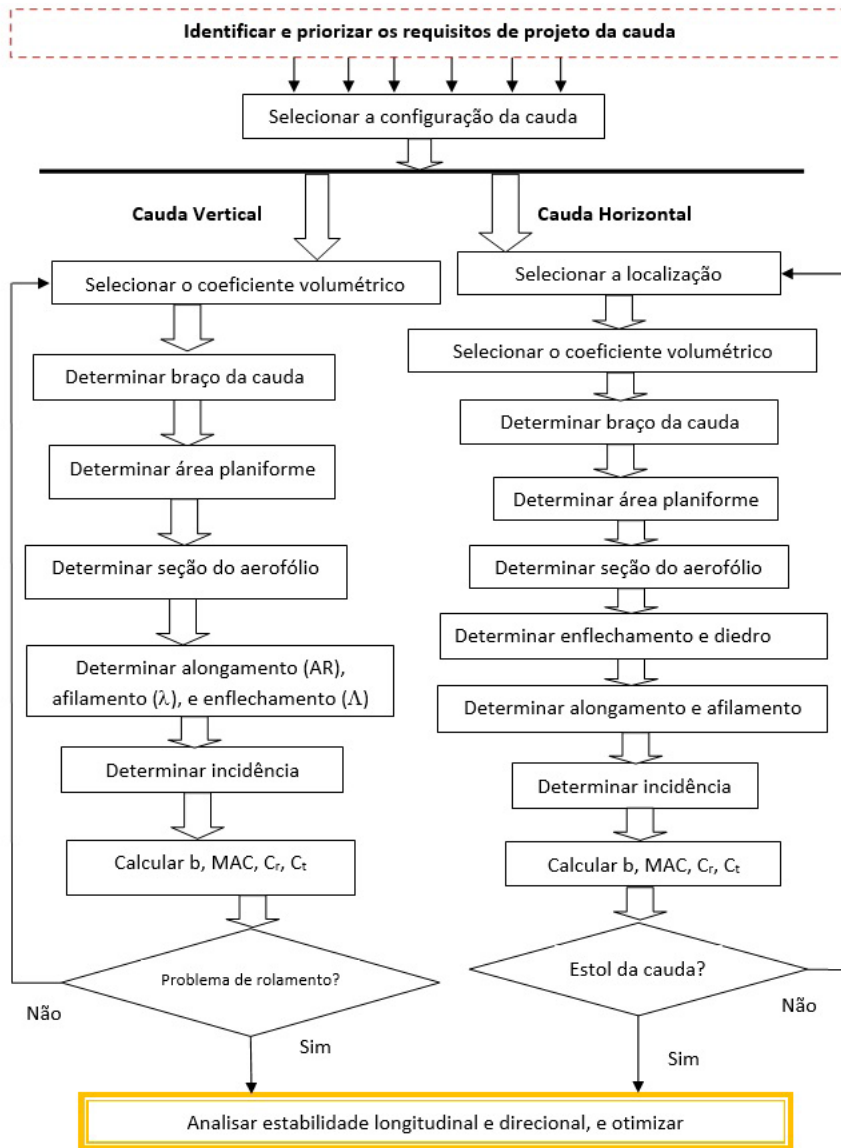
## 4.4 PROJETO DA CAUDA

A cauda de um VANT de asa fixa convencional é geralmente dividida em componentes horizontal e vertical, as quais possuem as funções de: (a) compensação e estabilidade longitudinal (cauda horizontal); e (b) compensação e estabilidade direcional (cauda vertical). A maioria dos parâmetros da cauda é determinada por meio de cálculos técnicos, de forma que a abordagem de “seleção” é restrita a apenas alguns parâmetros (por exemplo, a configuração da cauda). A Figura 34 ilustra o diagrama de blocos do processo de projeto da cauda.

### 4.4.1 Configuração da Cauda

A primeira etapa do projeto da cauda é a seleção da sua configuração. Em geral, as seguintes configurações estão disponíveis: (a) cauda traseira com estabilizador vertical simples; (b) cauda traseira com estabilizador vertical duplo; (c) cauda traseira com estabilizador vertical triplo; (d) cauda frontal (*canard*) com estabilizador vertical; (e) cauda *canard* com estabilizador vertical duplo; e (f) sem cauda (também conhecida como “asa voadora”). Em geral, uma cauda *canard* é a mais eficiente quanto ao atendimento dos requisitos de compensação longitudinal, enquanto uma cauda traseira, dos requisitos de controle longitudinal.

Para caudas traseiras, em particular, têm-se as seguintes opções: (a) convencional; (b) em forma de T; (c) em forma de cruz (cruciforme); (d) em forma de H; (e) em forma de V; (f) V invertida; (g) em forma de Y; (h) em forma de U; (i) tipo *boom*; (j) entre outras. Como exemplo, pode-se citar o *Global Hawk* (Figura 1), que tem cauda em V, o *MQ-9 Reaper* (Figura 35), que tem cauda em Y, o *ScanEagle* (Figura 36), que tem caudas verticais nas pontas das asas, e o VANT *Arcturus T-20*, que tem cauda em T (Figura 37).



**Figura 34:** Fluxograma do projeto da cauda.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 35:** General Atomics MQ-9 Reaper (derivado do Predator B).

Créditos: Koalorka (WIKIPEDIA, 2008) (WIKIMEDIA COMMONS, 2008b.).



**Figura 36:** ScanEagle.

Créditos: Sargento de Artilharia Shannon Arledge, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2005a).



**Figura 37:** Arcturus T-20.

Créditos: Efolkestad - Trabalho próprio, CC BY-SA 3.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2011).



## 4.4.2 Técnica de Projeto da Cauda Horizontal

Após seleção da configuração, os seguintes parâmetros da cauda horizontal devem ser determinados durante o processo de projeto: (a) localização da mesma com relação à fuselagem (cauda traseira ou *canard*); (b) área planiforme ( $S_h$ ); (c) braço (de alavanca) da cauda ( $l_h$ ); (d) seção do aerofólio; (e) alongamento ( $AR_h$ ); (f) razão de afinamento ( $\lambda_h$ ); (g) corda da ponta ( $C_{h_t}$ ); (h) corda da raiz ( $C_{h_r}$ ); (i) Corda Média Aerodinâmica ( $MAC_h$  ou  $C_h$ ); (j) envergadura ( $b_h$ ); (k) ângulo de enflechamento ( $\Lambda_h$ ); (l) ângulo de diedro ( $\Gamma_h$ ); (m) instalação da cauda; e (n) ângulo de incidência ( $i_h$ ).

### 1. Área planiforme e braço da cauda horizontal:

Um parâmetro adimensional importante no projeto da cauda horizontal é o coeficiente volumétrico da mesma, representado por  $\bar{V}_h$ . Este parâmetro inclui duas variáveis importantes: (a) a área planiforme ( $S_h$ ), que é responsável pela geração da sustentação da cauda; e (b) o braço da cauda ( $l_h$ ), que é a distância entre o centro aerodinâmico da cauda ( $ca_h$ ) e o centro de gravidade (cg) do VANT:

$$\bar{V}_h = \frac{l_h S_h}{\bar{C} S} \quad (41)$$

onde  $\bar{C}$  e  $S$  são a MAC e a área planiforme da asa do VANT, respectivamente.

Como evidenciado na equação (41), o valor do braço da cauda influencia a área da mesma de forma inversamente proporcional, isto é, para se manter  $\bar{V}_h$  constante (valores usuais estão entre 0,4 a 1,2, para a maioria dos VANTs), um aumento no braço da cauda deve ser compensado por uma diminuição na área da cauda (e vice-versa). Tanto um braço curto quanto um braço longo são capazes de atender aos requisitos de compensação longitudinal do VANT, garantido que a respectiva área planiforme seja adequadamente definida.

### 2. Seção do aerofólio da cauda horizontal:

Os fundamentos do processo de seleção de aerofólios foram apresentados na Seção 4.3.1, quando a seleção do aerofólio da asa foi discutida. Existem duas características distintas para a cauda horizontal que devem ser incorporadas na seleção da seção do seu aerofólio.

Como o centro de gravidade do VANT se move durante o voo de cruzeiro, a seção do aerofólio da cauda deve ser capaz de criar uma sustentação, ora positiva ( $+L_h$ ), ora negativa ( $-L_h$ ). Este requisito exige que a cauda traseira se comporte de maneira semelhante em ângulos de ataque positivos e negativos. Por esse motivo, uma seção simétrica de aerofólio



é uma candidata adequada para a cauda horizontal. Além disso, outro requisito da cauda horizontal é que ela deve estar livre do efeito de compressibilidade. Este objetivo é atingido, selecionando-se um aerofólio para a cauda horizontal com seção mais fina (em geral, cerca de 2% da MAC) do que a seção do aerofólio da asa.

### 3. Incidência da cauda horizontal:

Quando uma configuração de cauda fixa é adotada, o ângulo de montagem da cauda horizontal (isto é, a incidência da cauda,  $i_h$ ); deve ser determinado. O requisito primário do ângulo de incidência da cauda é anular o momento de arfagem em torno do cg do VANT, na condição de voo de cruzeiro, e sob nenhuma deflexão da respectiva superfície de controle (isto é, profundor). A incidência da cauda é determinada a partir de um gráfico ( $C_{L_h} \times i_h$ ) para a seção do aerofólio selecionado, onde o coeficiente de sustentação  $C_{L_h}$  deve ser fornecido como parâmetro de projeto. O valor típico de  $i_H$  é de -1 grau.

### 4. Outros parâmetros da cauda horizontal:

Outros parâmetros da cauda horizontal, tais como o alongamento, razão de afilamento, ângulo de enflechamento e diedro, são governados por fundamentos semelhantes aos utilizados para a asa. Os valores finais para esses parâmetros são calculados quando os requisitos de projeto, tais como estabilidade longitudinal, custo, eficiência e segurança, são verificados e cumpridos.

## 4.4.3 Técnica de Projeto da Cauda Vertical

A terceira superfície de sustentação de um VANT de asa fixa convencional é a cauda vertical, a qual é, às vezes, referida como estabilizador vertical, ou no inglês, *fin*. No projeto da cauda vertical, os seguintes parâmetros devem ser determinados: (a) localização da mesma; (b) área planiforme ( $S_v$ ); (c) braço (de alavanca) da cauda ( $l_v$ ); (d) seção do aerofólio; (e) alongamento ( $AR_v$ ); (f) razão de afilamento ( $\lambda_v$ ); (g) corda da ponta ( $C_{v_p}$ ); (h) corda da raiz ( $C_{v_r}$ ); (i) Corda Média Aerodinâmica ( $MAC_v$  ou  $C_v$ ); (j) envergadura ( $b_v$ ); (k) ângulo de enflechamento ( $\Lambda_v$ ); (l) ângulo de diedro ( $\Gamma_v$ ); e (m) ângulo de incidência ( $i_v$ ). Alguns dos parâmetros da geometria vertical são mostrados na Figura 31.

### 1. Localização da cauda vertical:

De forma a manter a estabilidade direcional, a única localização factível para a cauda vertical é atrás do centro de gravidade (cg) do VANT. Três possibilidades de localização



são: (a) atrás da fuselagem; (b) nas pontas das asas; e (c) do tipo *boom*. Se o VANT possui uma única cauda horizontal traseira, dois locais comuns para a cauda vertical são na parte superior e/ou inferior da fuselagem traseira.

## 2. Braço da cauda vertical:

No estágio inicial do projeto da cauda vertical, no qual outros componentes do VANT ainda não foram projetados, o braço da cauda vertical ( $l_v$ ) pode ser selecionado como sendo igual ao braço da cauda horizontal ( $l_h$ ). Essa suposição implica que as caudas vertical e horizontal estão localizadas à mesma distância da asa. Tal suposição deve ser modificada em estágios posteriores do projeto, especialmente quando outros componentes do VANT forem projetados, e a estabilidade, controle e compensação direcional/lateral do mesmo, analisados.

## 3. Área planiforme da cauda vertical:

Um parâmetro importante na determinação da área planiforme da cauda vertical é o chamado coeficiente volumétrico da cauda vertical ( $\bar{V}_v$ ), o qual é definido como:

$$\bar{V}_v = \frac{l_v S_v}{bS} \quad (42)$$

onde  $b$  e  $S$  são a envergadura e a área planiforme da asa, respectivamente.

Tendo-se determinado previamente o braço da cauda vertical ( $l_v$ ), e assumindo-se que o coeficiente volumétrico  $\bar{V}_v$  é um parâmetro constante (tipicamente entre 0,05 e 0,1), a área planiforme da cauda vertical ( $S_v$ ) pode ser calculada diretamente pela equação (42). É interessante notar que um valor típico para a razão entre a área da cauda vertical e a área da asa de um VANT convencional (isto é,  $S_v/S$ ) é cerca de 0,1 a 0,15. Um critério importante para o cálculo da área da cauda vertical é que ela deve ser pequena o suficiente para minimizar o custo de fabricação e o peso da aeronave. Por outro lado, a área deve ser grande o suficiente para satisfazer os requisitos de estabilidade, controle e compensação direcional.

## 4. Incidência da cauda vertical:

A incidência da cauda vertical é definida como o ângulo entre a linha da corda da cauda vertical e o plano  $xz$  do VANT (quando visto de cima). Um dos objetivos básicos do projeto de VANTs é a simetria com relação ao plano  $xz$ . Portanto, se os motores, asa, cauda horizontal e fuselagem são projetados para serem simétricos em relação ao plano  $xz$ , a



incidência da cauda vertical deve ser inicialmente zero. No entanto, em um VANT movido a hélice com um único motor (ou com um número ímpar de motores), a compensação lateral é perturbada pela revolução da hélice (e do eixo do motor) em torno do eixo  $x$ . Para anular este momento de rolamento, a cauda vertical da maioria dos VANT monomotores movidos a hélice têm de 1 a 2 graus de incidência.

### 5. Outros parâmetros da cauda vertical:

Outros parâmetros da cauda vertical, tais como o alongamento, razão de afilamento, ângulo de enflechamento e diedro, são governados por fundamentos semelhantes aos utilizados para a asa. Os valores finais para esses parâmetros são calculados quando os requisitos de projeto, tais como estabilidade direcional, custo, eficiência e segurança, são verificados e cumpridos.

## 4.5 PROJETO DA FUSELAGEM

O terceiro componente que mais impacta a aerodinâmica do VANT é a fuselagem. A função principal da fuselagem é acomodar/alojar a carga útil e o piloto automático. Como um VANT não tem tripulantes a bordo, não há cabine nem *cockpit*; portanto, o fator humano não é considerado no projeto da fuselagem. Além disso, na maioria das vezes não é necessária a pressurização interna da fuselagem.

Dentre os requisitos que devem ser considerados durante o processo de projeto da fuselagem destacam-se: (a) baixo peso; (b) baixo arrasto (cerca de 30 a 50% do arrasto total para ângulo de ataque zero); (c) contribuição positiva para a geração de sustentação (cerca de 5 a 20% da sustentação total); (d) simetria externa; e (e) segurança contra riscos ambientais, tais como raios.

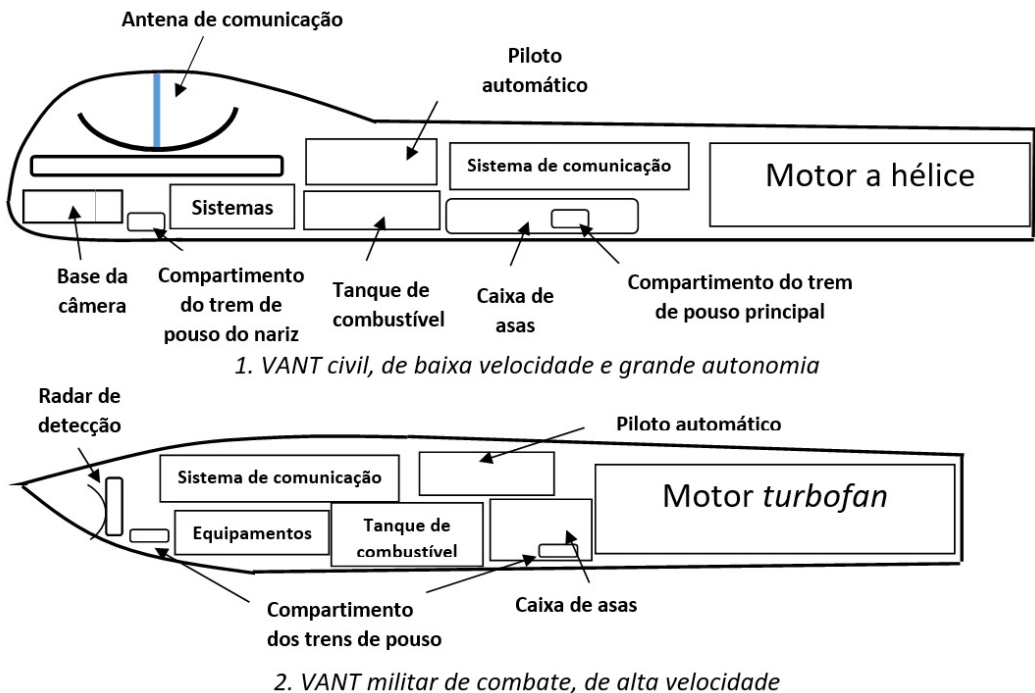
Após a identificação da carga útil e dos requisitos de projeto, a primeira etapa do projeto da fuselagem é determinar sua configuração e arranjo interno. Uma fuselagem convencional de VANT, em geral, é constituída pelos seguintes compartimentos: compartimento do piloto automático, compartimento de carga, seção do nariz, seção traseira, tanque de combustível, sistema de comunicação, radar, sistemas internos (ou seja, elétrico, mecânico e hidráulico) e motor(es).

O volume e a forma externa da fuselagem são funções do que se deseja armazenar internamente. Em geral, existem seis regras básicas para a disposição interna dos compartimentos da fuselagem:



- Manter a fuselagem a mais compacta e pequena possível, garantindo, contudo, a acomodação de todos os equipamentos/dispositivos;
- Dispor os compartimentos da forma mais simétrica (vista de cima) possível;
- Alocar as cargas consumíveis, tais como combustível, próximas ao centro de gravidade do VANT;
- Alocar a antena do radar em um local superior/inferior, de forma a propiciar linha de visada direta para o satélite de comunicação e estação terrestre, e, assim, permitir que o sistema de comunicação se comunique sem qualquer interrupção;
- Garantir que o centro de gravidade do VANT esteja próximo ao centro aerodinâmico da asa-fuselagem;
- Se necessário/possível, instalar peças de equipamentos fora da fuselagem. Um bom exemplo é a câmera (para fotografia e gravação de vídeo), que é idealmente instalada sob o nariz da fuselagem para ter acesso de 360 graus à área-alvo.

A Figura 38 ilustra a vista lateral da fuselagem de duas aeronaves não-tripuladas típicas com seus arranjos internos: (1) um VANT civil, de baixa velocidade e grande autonomia; e (2) um VANT militar de combate, de alta velocidade.



**Figura 38:** Arranjo interno de um VANT HALE, e um VANT de combate, de alta velocidade.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



Dois compartimentos internos da fuselagem merecem destaque especial: a caixa de asas, e o compartimento do piloto automático. A caixa de asas é um compartimento especial, projetado em alguns VANTs, que objetiva acomodar a longarina principal das asas no interior da mesma. Isso se deve ao fato de que, em um VANT, a força de sustentação das asas gera um grande momento de flexão na parte onde elas se fixam à fuselagem, o que poderia comprometer a estrutura do veículo em voo.

No que tange, especificamente, ao compartimento do piloto automático, ele comporta diversos instrumentos de navegação e voo, tais como: sensores de temperatura do ar interno/externo, altímetro barométrico, Unidade de Medição Inercial (IMU), receptor GNSS, *transponder*, magnetômetro, radar meteorológico, rádio, entre outros dispositivos. Em um VANT pequeno, controlado remotamente, o piloto automático pode ser tão pequeno quanto um *chip* de tamanho 30 mm × 50 mm × 30 mm. Em um VANT de grande porte, com alto desempenho e autonomia, por outro lado, o tamanho do piloto automático pode chegar a 20 cm × 40 cm × 30 cm.

Após todas as seções internas da fuselagem terem sido projetadas e alocadas, o próximo passo é o projeto da forma externa da fuselagem, também chamado de *lofting*. Nessa etapa, vários objetivos orientam a condução o projeto. No que diz respeito à parte aerodinâmica, em especial, os seguintes objetivos são almejados para o formato externo da fuselagem: (a) baixo arrasto; (b) baixo momento de arfagem; (c) momento de rolamento nulo; (d) baixo momento de guinada; e, eventualmente, (e) geração da máxima sustentação possível.

Os requisitos de momento de rolamento nulo e baixo momento de guinada requerem uma fuselagem simétrica com relação ao plano  $xz$ , isto é, vista de cima, a fuselagem deve ser simétrica. Para criar um baixo arrasto, o projetista da fuselagem deve selecionar uma seção que se assemelhe ao formato de um aerofólio. Visto de lado, pode-se adicionar um semicírculo ao nariz da fuselagem, e aplicar um cone (ou semicone) à parte traseira. Do ponto de vista estrutural, a forma mais eficiente (mais rígida) para uma fuselagem pressurizada delgada é um cilindro (seção transversal circular) com tampas hemisféricas.

Outro requisito que afeta o projeto da fuselagem (traseira, em particular) é a proximidade da popa do VANT, para com o solo, nas operações de decolagem e pouso. Durante tais operações, a fuselagem traseira deve ser tal que não permita o contato da cauda com o solo. Em geral, a solução primária para se evitar o impacto é aumentar a altura do trem de pouso.

Os principais parâmetros do projeto externo da fuselagem são o comprimento da fuselagem ( $L_f$ ) e o diâmetro máximo ( $D_f$ ). A relação comprimento/diâmetro ideal da fuselagem (às vezes referida como índice de esbeltez) pode ser determinada com base em uma série de requisitos de projeto. O atendimento deles deve, em geral:



- Resultar no menor arrasto para ângulo de ataque nulo;
- Criar a menor área úmida<sup>10</sup> possível;
- Resultar em uma fuselagem mais leve;
- Fornecer o maior volume interno possível;
- Gerar o menor momento de inércia<sup>11</sup>;
- Contribuir ao máximo para a estabilidade da aeronave;
- Requerer o menor custo de fabricação.

A Tabela 22 demonstra a geometria da fuselagem de vários VANTs, incluindo diâmetro e comprimento. Para a maioria dos VANTs de baixa velocidade, recomenda-se fuselagens com índice de esbeltez entre 5 e 10.

**Tabela 22:** Geometria da fuselagem de vários VANTs.

VANT	Tipo	Motor	Massa de decolagem (kg)	b (m)	L (m)	$D_{\max}$ (m)
<i>Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk</i>	Monitoramento	<i>Turbofan</i>	14628	39,9	14,5	2,32
<i>General Atomics MQ-1 Predator</i>	Monitoramento	Pistão	1020	14,8	8,22	1,13
Reaper	Monitoramento	Turboélice	4760	20	11	1,5
<i>Lockheed Martin RQ-170 Sentinel</i>	Reconhecimento furtivo	<i>Turbofan</i>	-	19,99	4,5	-
<i>NASA Perseus B</i>	Plataforma de testes	Pistão	816	21,8	7,6	0,75
<i>AeroVironment RQ-11 Raven</i>	Filmagem aérea	Elétrico	1,9	1,37	0,915	0,11

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 4.6 ANTENA

Antenas executam uma ampla gama de funções em VANTs, desde a transmissão de dados, até o auxílio na localização do veículo por meio dos Sistemas de Navegação Global por Satélites (GNSS). Existem duas categorias de antenas: (a) fixas; (b) operadas

<sup>10</sup> Em Aeronáutica, área úmida é a área da aeronave que está em contato com o fluxo de ar externo. Ela tem relação direta com o arrasto aerodinâmico total da aeronave.

<sup>11</sup> O momento de inércia é uma grandeza física que expressa o grau de dificuldade de se alterar o estado de movimento de um corpo em rotação, isto é, quanto maior for o momento de inércia de um corpo, mais difícil será girá-lo ou alterar sua rotação.

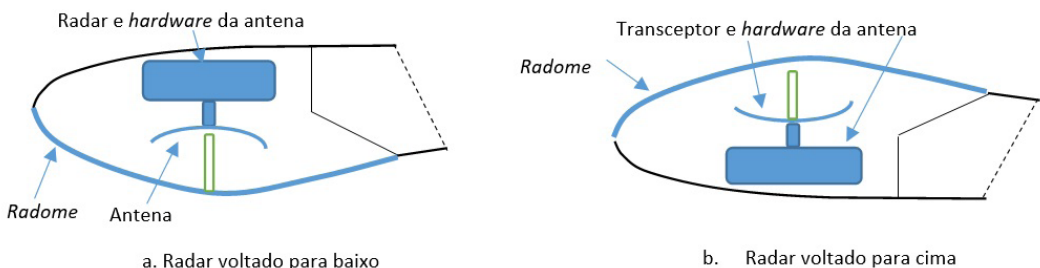


mecanicamente. As antenas fixas, tais como a antena de rádio VHF (Frequência Muito Alta), são do tipo monopolar e devem sempre ser cobertas por uma proteção com formato semelhante à da cauda vertical. Tal cobertura, reduz o arrasto aerodinâmico do VANT, o que contribui para a sua estabilidade direcional.

Outro tipo de sistema a rádio frequentemente usado em VANTs são os radares de detecção. O radar de detecção é um sistema que emprega ondas eletromagnéticas para determinar o alcance, altitude, direção e/ou velocidade de objetos fixos ou em movimento. Alguns VANTs empregam radares meteorológicos para identificar precipitações, calcular seu movimento, estimar seu tipo (chuva, neve, granizo, etc.) e prever sua posição e intensidades futuras.

Existem vários locais para se instalar a antena de um radar de comunicação/detecção. O local da antena deve ter visão desobstruída para transmitir e receber sinais satisfatoriamente. Uma das melhores localizações é o nariz da fuselagem (a exemplo do *Global Hawk* e *Predator*). Tanto em um radar voltado para baixo (radar de detecção), quanto voltado para cima (radar de comunicação com satélites), ou para frente do VANT, um *radome* (Figura 39) deve permitir que as ondas de rádio atravessassem a cobertura do VANT sem qualquer distorção ou degradação. Um *radome*, ou cúpula do radar, é um invólucro estrutural à prova de intempéries que protege a antena do radar, sendo, contudo, transparente às ondas transmitidas/recebidas. Durante toda a operação de voo, a antena do radar deve ter linha de visada direta para com a Estação de Controle Terrestre (GCS) e/ou satélite, e o *radome* deve ser curvo, de forma a garantir eficiência máxima do sinal.

A Figura 40 ilustra a antena de comunicação de um VANT *Altair* da NASA, localizada no meio da fuselagem.



**Figura 39:** Radomes típicos, de baixo arrasto e baixa distorção.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 40:** Antena de comunicação de um VANT Altair, da NASA.

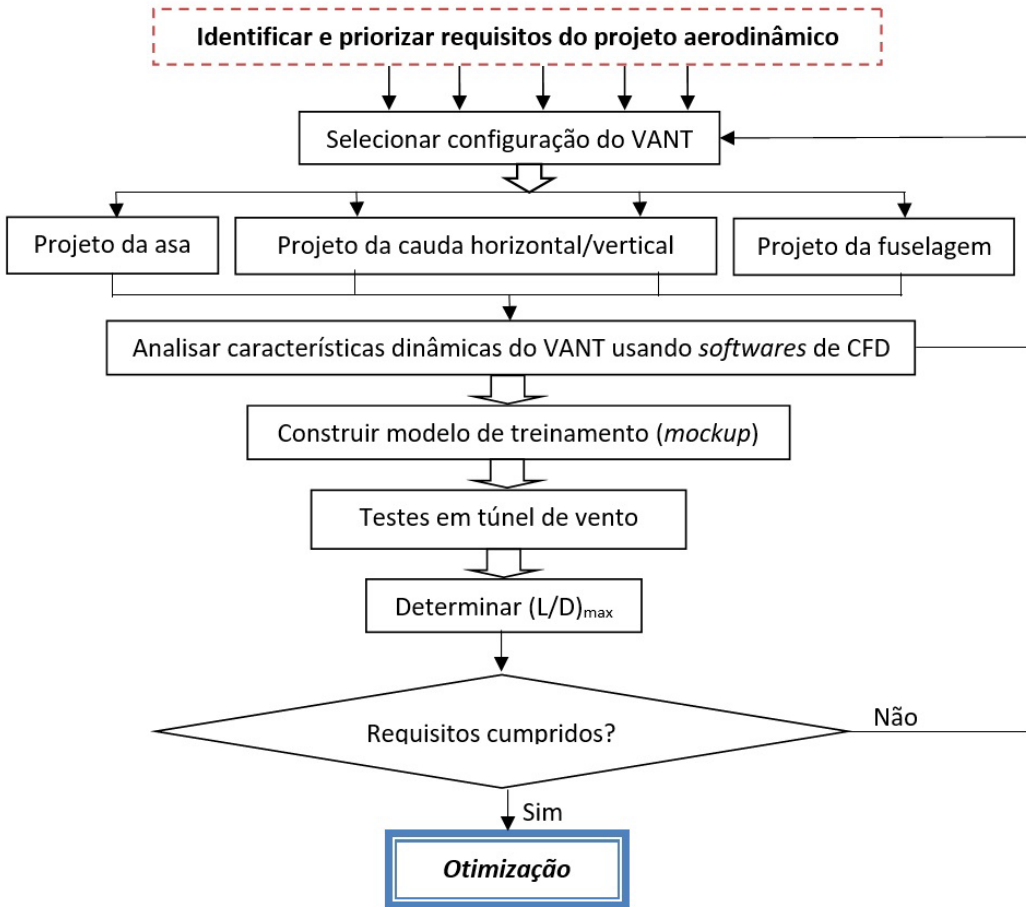
Créditos: NASA/Tom Tschida - NASA Dryden Flight Research Center: EC05-0090-19, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2005b).

## 4.7 PROJETO AERODINÂMICO DE QUADRICÓPTEROS

Um quadricóptero não tem asa nem cauda fixas, portanto, as técnicas convencionais de projeto de asa/cauda não se aplicam ao mesmo. No entanto, os requisitos globais de baixo arrasto do veículo, e alta eficiência aerodinâmica, permanecem. Para um quadricóptero (ou seja, VANT de asas rotativas), a equação (35) não é empregada, uma vez que os parâmetros  $K$  e  $C_L$  são definidos, a princípio, apenas para asas fixas. Assim, deve-se considerar o coeficiente de arrasto total ( $C_D$ ) de um quadricóptero como um parâmetro constante. Para este coeficiente, a área de referência ( $S$  na equação (34)) deve ser considerada a área frontal projetada (isto é, a seção transversal) de todo o VANT. Para um quadricóptero, o valor típico de  $C_D$  é de 0,2 a 0,4.

## 4.8 DIRETRIZES GERAIS DO PROJETO AERODINÂMICO

O objetivo principal do projeto aerodinâmico é otimizar a forma externa do VANT, de modo que a sustentação seja maximizada, enquanto o arrasto e o momento de arfagem são minimizados. A Figura 41 apresenta o fluxograma do projeto aerodinâmico de VANTs.



**Figura 41:** Fluxograma do projeto aerodinâmico de VANTs.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

# CAPÍTULO 5

## Fundamentos de Projeto do Piloto Automático



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Modelar matematicamente um sistema dinâmico usando equações diferenciais;
2. Derivar a função de transferência de um sistema linear usando a transformada de Laplace;
3. Derivar a representação em espaço de estados de um sistema linear;
4. Converter representações em espaço de estados para função de transferência e vice-versa;
5. Aplicar técnicas de linearização de sistemas dinâmicos não-lineares;
6. Analisar o modelo dinâmico não-linear de um Veículo Aéreo Não-Tripulado (VANT) de asa fixa;
7. Analisar o modelo dinâmico linear de um VANT de asa fixa;
8. Analisar o modelo dinâmico de um VANT de asa rotativa (quadricóptero);
9. Discutir modos de operação de pilotos automáticos;
10. Implementar métodos numéricos para resolução de equações diferenciais não-lineares;
11. Analisar as técnicas atuais de projeto de pilotos automáticos;
12. Avaliar os subsistemas primários de um piloto automático.

### 5.1 INTRODUÇÃO

O piloto automático é o dispositivo eletromecânico responsável por realizar todas as funções de controle do VANT, incluindo: decolagem automática, voo em direção ao destino, operações específicas da missão (por exemplo, vigilância) e pouso automático. Diferentemente das aeronaves tripuladas, não há pilotos humano a bordo dos VANTs; logo, o piloto automático é o subsistema mais importante dos mesmos. Existem várias diferenças entre as habilidades técnicas de um piloto humano e um piloto automático. Os humanos, em geral, têm limitações mais aparentes (menor potência, maiores dimensões, e menor tolerância). A Tabela 23 fornece uma comparação entre as características técnicas de pilotos humanos e pilotos automáticos.

**Tabela 23:** Comparação entre as características técnicas de pilotos humanos e pilotos automáticos.

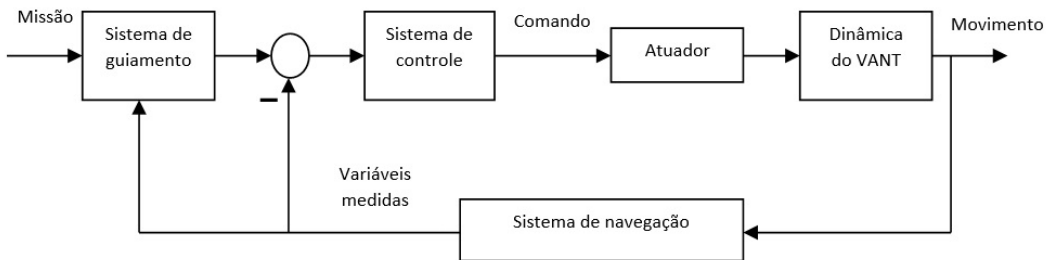
Característica	Piloto humano	Piloto automático
Capacidade matemática	O piloto tem capacidade limitada de realizar cálculos em voo	O computador do piloto automático pode realizar milhões de cálculos por segundo.
Limite de pressão	0,75 a 1 atm	Equipamentos mecânicos-elétricos-aviônicos podem funcionar sob qualquer pressão; mesmo no vácuo.
Limite de temperatura	50 a 120 °C	-20 a 180 °C
Aceleração	1 a 9 g	0 a 50 g
Orientação	Vertical (assentado)	Sem restrições (vertical, para cima, para baixo ou lateral).
Capacidade de atualização	Os pilotos não podem ser “atualizados”.	Atualizações importantes no piloto automático e nos sistemas aviônicos ocorrem a cada ano.
Capacidade de sobrevivência	Os pilotos são capazes de reagir a situações inesperadas e sobreviver.	O piloto automático só pode funcionar conforme programado e falhará em condições de voo não definidas previamente.
Desempenho visual	O olho humano pode enxergar apenas em bandas do espectro visível (400 - 700 nm)	Pode operar de dia/noite usando sensores óticos/infravermelhos e radares.
Reconhecimento/ Detecção	Capaz de reconhecer objetos apenas a curtas distâncias.	Quase incapaz de reconhecer objetos. Pode apenas detectar alguns objetos, ainda que a longa distância.
Autonomia	8 a 12 horas; descanso é necessário.	Pode operar por meses/anos.
Comunicação	Possui fala, audição, visão e comunicação escrita. Incapaz de detectar frequências de rádio e sinais de radar.	Sem comunicação verbal (sensores sonoros). Frequências de rádio são empregadas.
Enfrentamento de riscos	Evita situações perigosas.	Não se preocupa com situações perigosas.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

As principais funções de um piloto automático são: (a) rastrear, com precisão, os comandos gerados pelos sistemas de controle e guiamento; (b) guiar o VANT ao longo da trajetória definida; (c) estabilizar modos subamortecidos ou instáveis; e (d) determinar as coordenadas do VANT (ou seja, navegação). Um piloto automático consiste, portanto, em: (a) subsistema de comando; (b) subsistema de controle; (c) subsistema de guiamento; e (d) subsistema de navegação.



Em um piloto automático convencional, três leis governam, simultaneamente, os três últimos subsistemas acima mencionados: (a) lei de controle (para o sistema de controle); (b) lei de guiamento (para o sistema de guiamento); e (c) lei de navegação (para o sistema de navegação). No projeto de um piloto automático, todas as três leis precisam ser desenvolvidas/projetadas. A relação entre os sistemas de controle, guiamento e navegação é mostrada na Figura 42. Esta Figura não ilustra o sistema de comando, a qual será abordada posteriormente.



**Figura 42:** Sistema de controle, guiamento e navegação em um piloto automático.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Existem basicamente dois métodos de concepção do piloto automático de VANTs:

- Via projeto;
- Via seleção.

O projeto de um piloto automático é um processo complexo, caro e demorado, o qual requer profissionais especializados em dinâmica e controle de voo, no mínimo, a nível de graduação. Grandes empresas fabricantes de VANTs, tais como a Northrop Grumman (projetista e fabricante do *RQ-4 Global Hawk*) e a General Atomics (projetista e fabricante do *MQ-1 Predator*) têm recursos humanos especializados e orçamento suficientes para projetar seus próprios pilotos automáticos.

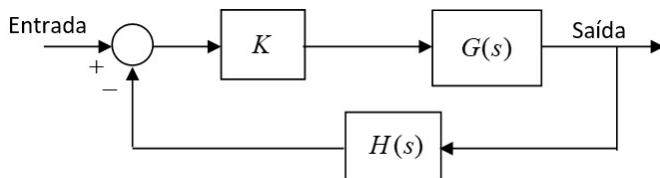
Por outro lado, pequenas empresas, rádio-modelistas, construtores amadores de VANTs, *hobbistas*, e estudantes universitários, não têm, em geral, recursos suficientes para projetar os pilotos automáticos de seus VANTs. Ao invés disso, eles devem selecionar o melhor, ou mais adequado, piloto automático comercial dentre as opções disponíveis no mercado. O *ArduPilot*, por exemplo, é um pacote de *software* de piloto automático para VANTs de código aberto. Ele foi originalmente desenvolvido por construtores amadores de aeromodelos Rádio-Controlados (RC), mas posteriormente evoluiu para um piloto automático completo e confiável. O pacote de *software* do *ArduPilot* consiste em um *software* de navegação, juntamente com o *software* da Estação de Controle Terrestre (GCS), e planejador de missões.



## 5.2 MODELAGEM DINÂMICA

A primeira etapa do projeto de um piloto automático é descrever o comportamento dinâmico do VANT em linguagem matemática. A descrição matemática quantitativa de um sistema físico é conhecida como modelagem dinâmica. Existem duas técnicas principais de modelagem de sistemas dinâmicos: (a) via função de transferência; e (b) via representação em espaço de estados. A primeira técnica é descrita no domínio da frequência, enquanto a segunda, no domínio do tempo. Alternativamente, um sistema dinâmico também pode ser representado de forma gráfica, via diagrama de blocos.

Conhecido o modelo dinâmico do VANT, pode-se, em seguida, projetar um sistema de controle para o piloto automático capaz de satisfazer os requisitos de projeto. Normalmente, aplica-se uma entrada específica ao sistema de controle, de forma que alguma outra parte (saída) do mesmo responda da maneira desejada. O erro entre a resposta real e a resposta ideal é detectado e realimentado na entrada, para modificá-la, de forma que o erro seja reduzido. Sistemas de controle contendo tal realimentação são ditos em “malha fechada”. O sistema de controle em malha fechada mais simples que existe incorpora uma realimentação negativa e possui uma única variável de entrada e uma única variável de saída (sistema SISO). A Figura 43 ilustra um sistema de controle SISO em malha fechada, onde  $K$ ,  $G(s)$  e  $H(s)$  representam o controlador, a planta (processo físico sob ação do controlador) e o dispositivo de medição (sensor), respectivamente. Em geral, tanto a entrada quanto a saída variam com o tempo, e o sistema de controle pode ser mecânico, pneumático, hidráulico, elétrico, ou qualquer combinação dessas ou de outras fontes de energia. Quando o sistema de controle não possui realimentação, ele é dito “em malha aberta”, e possui pouca relevância prática.



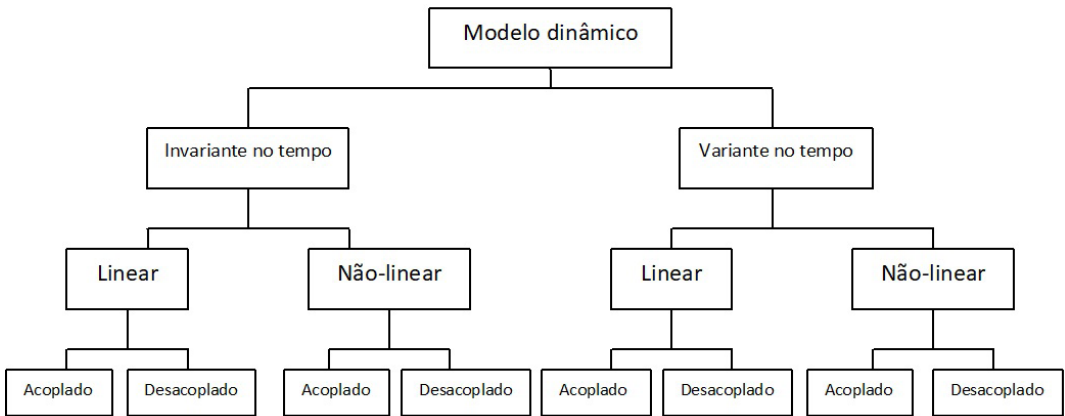
**Figura 43:** Sistema de controle SISO em malha fechada.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

O modelo dinâmico completo de um VANT incorpora modelos de diversos subsistemas (por exemplo, aerodinâmica, estrutura, propulsão e subsistema de



controle), os quais têm respostas interdependentes (face a qualquer entrada). A dinâmica de um VANT, em termos de equações do movimento, pode ser modelada de diferentes formas, incluindo: (a) modelo não-linear totalmente acoplado; (b) modelo não-linear semi-acoplado; (c) modelo não-linear desacoplado; (d) modelo não-linear reformulado; (e) modelo linear acoplado; (f) modelo linear desacoplado; e (g) modelo linear variante no tempo. A Figura 44 resume os principais tipos de modelos dinâmicos aplicáveis a VANTs.



**Figura 44:** Tipos de modelos dinâmicos.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Quando do desenvolvimento de simulações computacionais para avaliação do desempenho de VANTs, deve-se sempre prezar pelo modelo não-linear totalmente acoplado. Para o projeto específico dos sistemas de controle, contudo, qualquer um dos modelos supracitados pode ser utilizado. Cada um deles, obviamente, possui vantagens e desvantagens, dentre as quais destacam-se: precisão, exatidão, complexidade e confiabilidade.

### 5.2.1 Modelo Fundamental

O modelo dinâmico de um VANT se baseia na segunda lei de Newton, que afirma que as derivadas temporais<sup>12</sup> da quantidade de movimento linear ( $mV$ ) e angular ( $I\omega$ ) são iguais às forças ( $F$ ) e momentos (ou torques;  $M$ ) externos aplicados, respectivamente:

<sup>12</sup> A derivada em um ponto de uma função  $y=f(x)$  representa a taxa de variação instantânea de  $y$  em relação a  $x$  neste ponto. Um exemplo típico é a função velocidade, que representa a taxa de variação (derivada) da função espaço. A derivada de  $y$  em relação a  $x$  é comumente representada por  $dy/dx$ , ou, sendo  $x$  a variável tempo,  $dy/dt$  ou ainda  $\dot{y}$ .

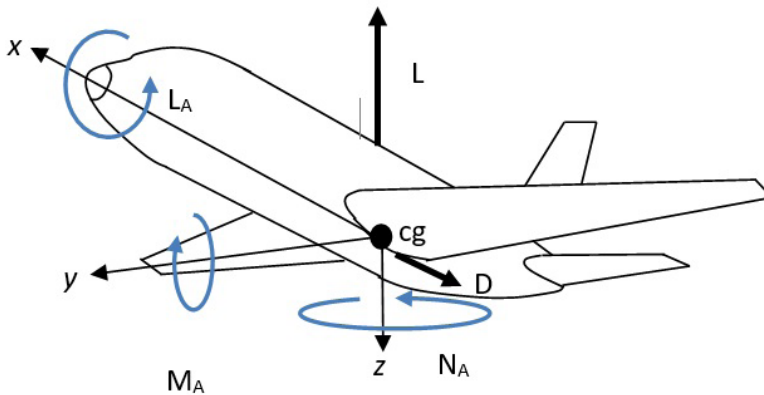


$$\sum F = \frac{d}{dt}(mV) \quad (43)$$

$$\sum M = \frac{d}{dt}(I\omega) \quad (44)$$

onde  $m$ ,  $V$ ,  $I$  e  $\omega$  são a massa do VANT, sua velocidade aerodinâmica, momento de inércia e velocidade angular, respectivamente.

Conforme ilustrado na Figura 45, um VANT de asa fixa é definido por três eixos ( $x$ ,  $y$  e  $z$ ). O veículo, portanto, tem seis graus de liberdade (DOF): três deslocamentos lineares ao longo dos três eixos, e três deslocamentos angulares em torno deles. Por conseguinte, existem três velocidades lineares ( $u$ ,  $v$  e  $w$ ) e três velocidades angulares ( $p$ ,  $q$  e  $r$ ), as quais representam a taxa de rotação em torno dos eixos  $x$ ,  $y$ , e  $z$ , respectivamente.



**Figura 45:** Eixos aerodinâmicos, forças e momentos.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Resumidamente, existem três grupos de forças que atuam em um VANT (força peso ( $W$ ), força de empuxo ( $T$ ), e força aerodinâmica ( $F_A$ )), além de três momentos aerodinâmicos. A força aerodinâmica, em particular, é composta pelo arrasto ( $D$ ), força lateral ( $Y$ ), e sustentação ( $L$ ), e os momentos aerodinâmicos são o momento de rolamento ( $L_A$ ), momento de arfagem ( $M_A$ ), e momento de guinada ( $N_A$ ). Aplicando as forças, momentos e velocidades supracitados nas equações (43) e (44), as seguintes equações diferenciais<sup>13</sup> não-lineares de primeira ordem, representadas no sistema de coordenadas do corpo, são obtidas (Roskam, 2007):

<sup>13</sup> Em matemática, uma equação diferencial é uma equação cuja incógnita é uma função que aparece na forma das respectivas derivadas. Dada uma variável  $y$ , função de uma variável  $x$ , a equação diferencial envolve  $x$ ,  $y$ , derivadas de  $x$ , e eventualmente, derivadas de  $y$ .



- **Equações de força:**

$$m(\dot{u} - \nu r + wq) = W_x + F_{A_x} + T_x \quad (45)$$

$$m(\dot{v} - ur + wp) = W_y + F_{A_y} + T_y \quad (46)$$

$$m(\dot{w} - uq + \nu p) = W_z + F_{A_z} + T_z \quad (47)$$

- **Equações de momento:**

$$\dot{p} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr + \frac{L_A}{I_{xx}} \quad (48)$$

$$\dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} rp + \frac{M_A}{I_{yy}} \quad (49)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{N_A}{I_{zz}} \quad (50)$$

As equações (45) a (47) governam o movimento translacional do VANT ao longo dos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$ , enquanto as equações (48) a (50) governam o movimento rotacional.

## 5.2.2 Função de Transferência

Sistemas de controle são dinâmicos (isto é, variantes no tempo) por natureza, e os modelos matemáticos usados para representá-los são, em geral, expressos na forma de equações diferenciais não-lineares. Se essas equações forem linearizadas, a chamada “transformada de Laplace” pode ser utilizada para o estabelecimento de “funções de transferência”. A transformada de Laplace é uma ferramenta usada para converter uma função expressa no domínio do tempo em uma função expressa no domínio da frequência. Muitas vezes, é mais fácil/conveniente resolver problemas dinâmicos no domínio da frequência, com a ajuda da transformada de Laplace, do que no domínio do tempo. A Transformada de Laplace da função  $f(t)$ , denotada por  $L\{f(t)\}$ , ou  $F(s)$ , é uma função (integral<sup>14</sup>) da variável complexa<sup>15</sup>  $s$ .

<sup>14</sup> No cálculo, a integral de uma função  $y = f(x)$ , a qual é representada por  $\int y dx$ , foi criada originalmente para determinar a área sob uma curva no plano cartesiano  $(x, y)$ . A integral é a operação matemática oposta à derivada, isto é, se  $y = \frac{dx}{dt}$ , então  $x = \int y dt$ .

<sup>15</sup> Um número complexo,  $z$ , é um número que pode ser escrito na forma  $z = x + yj$ , sendo  $x$  e  $y$  números reais e  $j$  a chamada unidade imaginária. Esta tem a propriedade  $j^2 = -1$ , sendo que  $x$  e  $y$  são chamados respectivamente parte real e parte imaginária de  $z$ .



$$L\{f(t)\} \triangleq F(s) = \int_0^{\infty} f(t)e^{-st} dt \quad (51)$$

Se a equação diferencial do sistema de interesse for linear, a razão da transformada de Laplace da variável de saída pela transformada de Laplace da variável de entrada é chamada de “Função de Transferência” (FT). Em geral, o formato de uma FT é a razão de dois polinômios em  $s$ . Além disso, quando as raízes do numerador (chamadas de zeros;  $z$ ) e as raízes do denominador (chamadas de polos;  $p$ ) são determinadas, a função de transferência  $F(s)$  pode ser expressa como:

$$F(s) = K \frac{(s - z_1)(s - z_2) \cdots (s - z_m)}{(s - p_1)(s - p_2) \cdots (s - p_m)} \quad (52)$$

onde  $K$  é a sensibilidade do sistema.

Qualquer FT de ordem superior (isto é, com mais do que dois polos) pode ser decomposta em um produto de funções de transferência de primeira e segunda ordem. Uma FT de primeira ordem é modelada como:

$$F(s) = \frac{K}{\tau s + 1} \quad (53)$$

onde  $\tau$  é a constante de tempo do sistema, a qual corresponde ao tempo necessário para que a saída do sistema atinja 63% do seu valor em regime permanente.

Por outro lado, uma FT de segunda ordem é modelada como:

$$F(s) = \frac{K}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (54)$$

onde  $\zeta$  é o coeficiente de amortecimento do sistema e  $\omega_n$ , a frequência natural de ressonância.

O denominador de uma FT é denominado “equação característica”, pois ele revela as características de estabilidade do sistema dinâmico. Um sistema (VANT, por exemplo) é dinamicamente estável quando todos os polos da sua equação característica têm partes reais negativas. Quando houver pelo menos um polo da equação característica com parte real positiva, o sistema é dinamicamente instável.

A título de exemplificação, as funções de transferência longitudinais de um VANT de asa fixa (considerando uma entrada (deflexão)  $\delta_E$  no profundor) são:  $u(s)/\delta_E(s)$ ,  $\alpha(s)/\delta_E(s)$ ,  $\theta(s)/\delta_E(s)$ , e  $q(s)/\delta_E(s)$ , onde  $\alpha$  é o ângulo de ataque do VANT. Similarmente, as funções de transferência laterais (considerando uma entrada (deflexão)  $\delta_A$  no aileron) são:  $\psi(s)/\delta_A(s)$ ,



$\beta(s)/\delta_A(s)$ ,  $p(s)/\delta_A(s)$ ,  $r(s)/\delta_A(s)$ , e  $\Phi(s)/\delta_A(s)$ , onde  $\beta$  é o ângulo de derrapagem do VANT. Por fim, as funções de transferência direcionais (considerando uma entrada (deflexão)  $\delta_R$  no leme) são:  $\psi(s)/\delta_R(s)$ ,  $\beta(s)/\delta_R(s)$ ,  $p(s)/\delta_R(s)$ ,  $r(s)/\delta_R(s)$ , e  $\Phi(s)/\delta_R(s)$ .

### 5.2.3 Representação em Espaço de Estados

Em geral, o espaço de estados é definido como o espaço  $n$ -dimensional, cujos eixos coordenados são representados pelos componentes do chamado “vetor de estados”. Um modelo matemático expresso no domínio do tempo e baseado em operações matriciais é conhecido como “modelo em espaço de estados”. O espaço de estados é uma ferramenta matemática empregada em “controle moderno” a qual é capaz de modelar qualquer sistema com múltiplas entradas e múltiplas saídas (sistema MIMO). Em contraste, a função de transferência pertence à era do “controle clássico”, a qual é capaz de modelar apenas sistemas SISO.

O “estado” de um sistema é uma estrutura matemática contendo um conjunto de  $n$  variáveis  $x_1(t)$ ,  $x_2(t)$ , ...,  $x_n(t)$ , chamadas de “variáveis de estado”,  $m$  entradas,  $u_1(t)$ ,  $u_2(t)$ , ...,  $u_m(t)$ , e  $p$  saídas,  $y_1(t)$ ,  $y_2(t)$ , ...,  $y_p(t)$ . Em geral, um modelo em espaço de estados inclui um conjunto de  $n$  equações diferenciais lineares de primeira ordem, associadas a  $p$  equações algébricas lineares:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \tag{55}$$

onde  $A_{n \times n}$ ,  $B_{n \times m}$ ,  $C_{p \times n}$ , e  $D_{p \times m}$  são matrizes com dimensões especificadas nos respectivos subscritos.

Um VANT é dinamicamente estável quando todos os autovalores<sup>16</sup> da matriz  $A$  têm partes reais negativas. Quando há pelo menos um autovalor da matriz  $A$  com parte real positiva, o VANT é dinamicamente instável.

A dinâmica de um VANT de asa fixa pode ser representada por um modelo em espaço de estados. Nesse caso, as variáveis de entrada ( $u$ ) típicas são as deflexões do profundor ( $\delta_E$ ), do *aileron* ( $\delta_A$ ) e do leme ( $\delta_R$ ), bem como a aceleração do motor ( $\delta_T$ ). As variáveis de estado e saída são geralmente variáveis do movimento, tais como as velocidades lineares ( $u$ ,  $v$ ,  $w$ ) e angulares ( $p$ ,  $q$ ,  $r$ ); e ângulos, como o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) e de arfagem ( $\theta$ ).

<sup>16</sup> Os autovalores de uma dada matriz quadrada  $A$ , de dimensão  $n \times n$ , são os números que resumem as propriedades essenciais daquela matriz. O autovalor de  $A$  é um número  $\lambda$  tal que, se for subtraído de cada entrada na diagonal de  $A$ , converte  $A$  numa matriz singular (ou seja, não-invertível).



## 5.3 FORÇAS E MOMENTOS AERODINÂMICOS

Quando um VANT está em operação, movimento relativo é criado entre a sua estrutura (aerodinâmica) e o ar que o circunda; como consequência, forças e momentos aerodinâmicos são gerados. Conforme já visto, estes são funções da velocidade aerodinâmica ( $V$ ) do VANT, densidade do ar ( $\rho$ ), área da asa ( $S$ ) e configuração do VANT:

$$D = \bar{q}SC_D \quad (56)$$

$$Y = \bar{q}SC_Y \quad (57)$$

$$L = \bar{q}SC_L \quad (58)$$

$$L_A = \bar{q}SC_l b \quad (59)$$

$$M_A = \bar{q}SC_m \bar{C} \quad (60)$$

$$N_A = \bar{q}SC_n b \quad (61)$$

onde  $\bar{C}$  é a Corda Média Aerodinâmica (MAC) da asa,  $b$  é sua envergadura, e  $\bar{q}$  é a pressão dinâmica:

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (62)$$

Os parâmetros,  $C_D$ ,  $C_Y$ ,  $C_L$ ,  $C_l$ ,  $C_m$  e  $C_n$  são o coeficiente de arrasto, coeficiente da força lateral, coeficiente de sustentação, coeficiente do momento de rolamento, coeficiente do momento de arfagem, e coeficiente do momento de guinada, respectivamente.

Para o caso de um quadricóptero (VANT de asas rotativas), a sustentação é simplesmente a componente vertical dos empuxos ( $T$ ) dos motores:

$$L = 4T \cos \alpha \quad (63)$$



O arrasto de um quadricóptero é calculado de maneira semelhante à um VANT de asa fixa (equação (56)). Como única diferença,  $S$ , nesse caso, é considerada a área frontal do veículo, e o  $C_D$ , um valor constante.

### 5.3.1 Derivadas de Estabilidade e Controle

Os coeficientes das forças e momentos aerodinâmicos ( $C_D$ ,  $C_Y$ ,  $C_L$ ,  $C_l$ ,  $C_m$  e  $C_n$ ) podem ser modelados em função de um outro grupo de variáveis denominadas “derivadas de estabilidade e controle”, a saber:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_q} q \frac{C}{2u_0} + C_{D_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha} \frac{C}{2u_0} + C_{D_u} u + \frac{u}{u_0} + C_{D_{\delta_E}} \delta_E \quad (64)$$

$$C_Y = C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} p \frac{b}{2u_0} + C_{Y_r} r \frac{b}{2u_0} + C_{Y_{\delta_A}} \delta_A + C_{Y_{\delta_R}} \delta_R \quad (65)$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_q} q \frac{C}{2u_0} + C_{L_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha} \frac{C}{2u_0} + C_{L_u} u \frac{u}{u_0} + C_{L_{\delta_E}} \delta_E \quad (66)$$

$$C_l = C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} p \frac{b}{2u_0} + C_{l_r} r \frac{b}{2u_0} + C_{l_{\delta_A}} \delta_A + C_{l_{\delta_R}} \delta_R \quad (67)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} q \frac{C}{2u_0} + C_{m_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha} \frac{C}{2u_0} + C_{m_u} u \frac{u}{u_0} + C_{m_{\delta_E}} \delta_E \quad (68)$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} p \frac{b}{2u_0} + C_{n_r} r \frac{b}{2u_0} + C_{n_{\delta_A}} \delta_A + C_{n_{\delta_R}} \delta_R \quad (69)$$

Nas equações (64) a (69), os parâmetros  $C_{ij}$ ,  $i \in \{D, Y, L, l, m, n\}$ ,  $j \in \{\alpha, \dot{\alpha}, \beta, u, p, q, r\}$ , são referidos como derivadas de estabilidade adimensionais. Já os parâmetros  $C_{ij}$ ,  $i \in \{D, Y, L, l, m, n\}$ ,  $j \in \{\delta_A, \delta_E, \delta_R\}$  são referidos como derivadas de controle adimensionais. Por fim, os parâmetros com subscritos 0 correspondem a valores de referência.



Cada derivada de estabilidade e/ou controle adimensional é a derivada parcial<sup>17</sup> de um coeficiente de força ou momento aerodinâmico com relação a uma variável do movimento e/ou controle. Por exemplo,  $C_{D_\alpha} = \partial C_D / \partial \alpha$ . Todas as derivadas de estabilidade e controle adimensionais têm a mesma unidade, a saber,  $\text{rad}^{-1}$ .

As derivadas de controle, em particular, quantificam a variação da força ou momento aerodinâmico atuante no VANT quando há uma pequena deflexão em uma superfície de controle. Quanto maior a derivada de controle, mais impactante é a superfície de controle correspondente. Assim que os componentes principais do VANT (por exemplo, asa, cauda e trem de pouso) são projetados, os requisitos de potência do sistema de controle podem ser expressos e interpretados em termos de derivadas de controle. Por exemplo, um leme é projetado para satisfazer o requisito de  $C_{n_{\delta R}} < 0,4 \text{ rad}^{-1}$  para uma aeronave tripulada do tipo caça. Em contraste, um profundor é projetado para satisfazer o requisito de  $C_{m_{\delta E}} < 2 \text{ rad}^{-1}$  para uma aeronave de transporte.

## 5.4 TÉCNICAS DE SIMPLIFICAÇÃO DE MODELOS DINÂMICOS

Trabalhar com as equações do movimento não-lineares e totalmente acopladas de um VANT pode ser uma tarefa complicada e demorada. Por esse motivo, muitos projetistas recorrem a técnicas para reduzir a complexidade das equações e para facilitar o processo de projeto e simulação. Duas técnicas principais de simplificação de modelos dinâmicos não-lineares são a linearização e o desacoplamento.

### 5.4.1 Linearização

Linearização é a técnica de cancelamento das não-linearidades existentes em um modelo dinâmico. Qualquer equação não-linear é linearizada sempre com relação a um ponto de referência (ou equilíbrio), de forma que a linearização é válida somente na vizinhança de tal ponto. Para VANTs, o ponto de equilíbrio é sempre um ponto, ou uma condição do movimento, em que não há aceleração (ou seja, onde a velocidade é constante). Existem basicamente duas técnicas de linearização: (a) via séries de Taylor (ou Jacobiano); e (b) via substituição direta.

<sup>17</sup> Em matemática, uma derivada parcial de uma função de várias variáveis é a sua derivada com respeito a uma daquelas variáveis, com as outras variáveis mantidas constantes. A derivada parcial de uma função com relação ao seu argumento  $x_i$  é representada por  $\frac{\partial f(x_1, \dots, x_n)}{\partial x_i}$ .



### 1. Séries de Taylor:

Uma função não-linear com uma única variável independente,  $y = f(x)$ , pode ser, sem perda de generalidade, representada pela seguinte série infinita:

$$y = f(x) = y_0 + \left. \frac{dy}{dx} \right|_{x=x_0} (x - x_0) + \left. \frac{d^2y}{dx^2} \right|_{x=x_0} \frac{(x - x_0)^2}{2!} + \dots \quad (70)$$

onde os termos com subscrito 0 indicam variáveis de referência (no ponto de equilíbrio), e ! representa a função fatorial<sup>18</sup>.

A linearização usando a expansão por séries de Taylor ignora os termos de ordem superior, isto é, com potência igual ou maior a 2. Assim, a seguinte função linear é obtida:

$$(y - y_0) = \left. \frac{dy}{dx} \right|_{x=x_0} (x - x_0) \quad (71)$$

Seguindo a mesma ideia, uma equação não-linear com duas variáveis independentes,  $y = f(x, z)$ , pode ser linearizada como:

$$(y - y_0) = \left. \frac{\partial y}{\partial x} \right|_{\substack{x=x_0 \\ z=z_0}} (x - x_0) + \left. \frac{\partial y}{\partial z} \right|_{\substack{x=x_0 \\ z=z_0}} (z - z_0) \quad (72)$$

onde deve-se atentar para a mudança das derivadas ordinárias ( $d$ ) para derivadas parciais ( $\partial$ ).

A técnica de linearização por séries de Taylor, portanto, pode ser aplicada ao modelo dinâmico não-linear de um VANT, uma vez que o mesmo é descrito em termos de seis variáveis independentes ( $u, v, w, p, q, r$ ).

### 2. Substituição Direta:

A técnica da substituição direta é baseada na teoria das pequenas perturbações (Anderson, 2016). Nesta técnica, primeiro deve-se substituir todas as variáveis independentes (por exemplo,  $x$ ) por dois termos (o valor da variável no ponto de equilíbrio;  $x_0$ , mais uma pequena perturbação,  $\delta x$ ):

$$x = x_0 + \delta x \quad (73)$$

<sup>18</sup> Em matemática, o fatorial de um número natural  $n$ , representado por  $n!$ , é o produto de todos os inteiros positivos menores ou iguais a  $n$ .

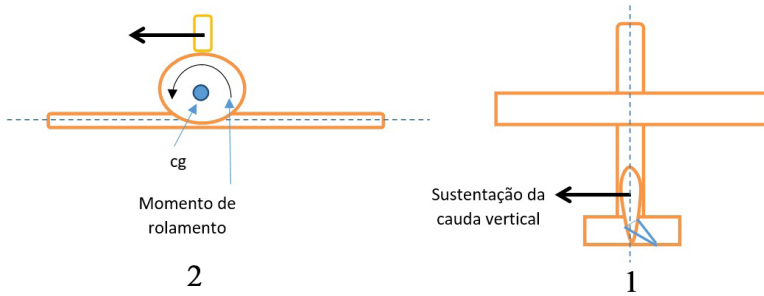


Em seguida, a equação não-linear  $y=f(x)$  é expandida usando operações matemáticas apropriadas. A última etapa consiste em assumir que  $\delta x$  é pequeno, o que implica em reter apenas termos lineares na equação (outros termos, tais como  $x^n$ ,  $\log x$ , são, portanto, removidos). Contudo, existem duas exceções: quando  $x$  representar variáveis angulares,  $\sin(\delta x)$  deve ser substituído por  $\delta x$ , e  $\cos(\delta x)$ , substituído por 1.

## 5.4.2 Desacoplamento

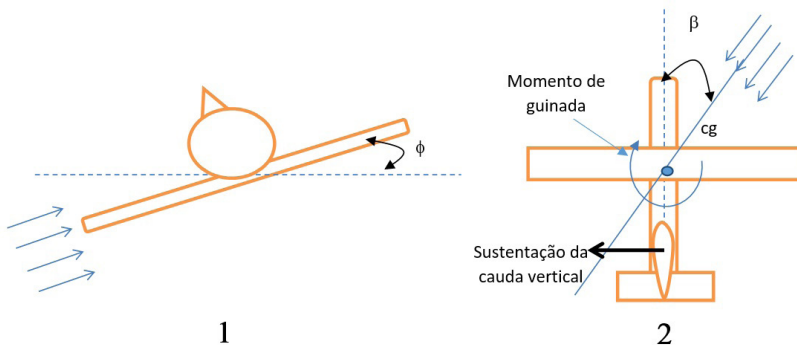
Outra maneira de se simplificar equações não-lineares consiste em ignorar o acoplamento entre alguns parâmetros. É amplamente sabido no meio aeronáutico, por exemplo, que o acoplamento entre os movimentos látero-direcional e longitudinal de um VANT de asa fixa é muito sutil, podendo, portanto, ser negligenciado. O mesmo, contudo, não é válido para os movimentos lateral e direcional, para os quais existe um forte acoplamento. Os principais efeitos desse acoplamento são:

- **Efeito do movimento direcional no movimento lateral:** Em um VANT de asa fixa convencional, a cauda vertical está localizada no topo da fuselagem. Assim, o centro aerodinâmico da cauda vertical ( $ac_v$ ) está acima (Figura 46) do centro de gravidade (cg) do VANT. Portanto, a força lateral que se destina a produzir um movimento de guinada (movimento direcional), tem um efeito secundário que é produzir um movimento de rolamento (movimento lateral);
- **Efeito do movimento lateral no movimento direcional:** Considere o cenário da Figura 47 em que um piloto automático comanda os *ailerons* visando gerar um movimento de rolamento (movimento lateral). Qualquer movimento de rolamento produz um ângulo de derrapagem ( $\beta$ ), o qual, por conseguinte, gera uma força lateral ( $Y$ ). Da mesma forma, essa força lateral produz um movimento de guinada (movimento direcional). Além disso, quando ambos os *ailerons* são defletidos igualmente, o arrasto das seções esquerda e direita das asas é diferente, o que também cria um momento de guinada.



**Figura 46:** Efeito do movimento direcional no movimento lateral.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 47:** Efeito do movimento lateral no movimento direcional.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 5.5 MODELOS DINÂMICOS DE VANTS DE ASA FIXA

O modelo dinâmico original de um VANT de asa fixa consiste em um conjunto de Equações Diferenciais Ordinárias (ODE) de primeira ordem, não-lineares e acopladas, que fornecem uma representação precisa do comportamento dinâmico do veículo. Dependendo dos requisitos e critérios de projeto (por exemplo, custo, simplicidade, eficiência, etc.), as equações do movimento podem ser simplificadas usando as técnicas de linearização e desacoplamento definidas anteriormente.

### 5.5.1 Equações do Movimento Não-lineares Acopladas

As equações padrão (não-lineares e acopladas) do movimento de um VANT, representadas no sistema de coordenadas do corpo, são obtidas rearranjando-se as equações (45) a (50). Elas consistem em seis equações diferenciais de primeira ordem (três de força e três de momento), como segue:



### 1. Equações de força:

$$\dot{u} = vr - wq - g \sin \theta + \frac{1}{m}(-D + T \cos \alpha) \quad (74)$$

$$\dot{v} = -ur + wp + g \sin \phi \cos \theta + \frac{1}{m}(Y + T \cos \alpha \sin \beta) \quad (75)$$

$$\dot{w} = uq - vp + g \cos \phi \cos \theta + \frac{1}{m}(-L - T \sin \alpha) \quad (76)$$

### 2. Equações de momento:

$$\dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3(L_A + L_T) + c_4(N_A + N_T) \quad (77)$$

$$\dot{q} = c_5 pr + c_6(p^2 + r^2) + c_7 M_A \quad (78)$$

$$\dot{r} = (c_8 p - c_2 r)q + c_4(L_A + L_T) + c_9(N_A + N_T) \quad (79)$$

Nas equações acima,  $g$  é a aceleração da gravidade,  $m$  é a massa do VANT,  $L_T$  e  $N_T$  são os momentos de rolamento e guinada provocados pelo empuxo, respectivamente, e os parâmetros  $c_i$ ,  $i \in \{1, \dots, 9\}$  são funções dos momentos de inércia do VANT. Para detalhes, vide (Stevens, Lewis, Johnson; 2016).

## 5.5.2 Equações do Movimento Não-lineares Desacopladas

Quando apenas a técnica de desacoplamento (sem linearização) é aplicada às equações (45) a (50), as equações do movimento permanecem não-lineares, porém desacopladas, como mostrado abaixo:

### 1. Movimento longitudinal:

Garantidas as condições de massa constante, e taxa de rolamento, ângulo de rolamento, derrapagem, e taxa de guinada nulos, as equações longitudinais não-lineares do movimento reduzem-se a duas equações de força e uma equação de momento:



$$\dot{u} = wq - g \sin \theta + \frac{1}{m}(-D + T \cos \alpha) \quad (80)$$

$$\dot{w} = uq + g \cos \theta + \frac{1}{m}(-L - T \sin \alpha) \quad (81)$$

$$\dot{q} = \frac{M_A}{I_{yy}} \quad (82)$$

## 2. Movimento látero-direcional:

Garantidas as condições de taxa de arfagem nula, e ângulo de arfagem, velocidade aerodinâmica, e altitude constantes, as equações não-lineares látero-direcionais do movimento reduzem-se a uma equação de força e duas equações de momento:

$$\dot{v} = -u_0 r + w_0 p + g \sin \phi \cos \theta_0 + \frac{1}{m}(Y + T \cos \alpha_0 \sin \beta) \quad (83)$$

$$\dot{p} = c_3(L_A + L_T) + c_4(N_A + N_T) \quad (84)$$

$$\dot{r} = c_4(L_A + L_T) + c_9(N_A + N_T) \quad (85)$$

## 5.5.3 Equações do Movimento Lineares Acopladas

Aplicando-se apenas a linearização (ou seja, sem desacoplamento) às equações não-lineares do movimento (45) a (50), as seguintes equações acopladas linearizadas são produzidas:

### 1. Equações de força:

$$m(\dot{u} - v_0 r - r_0 v + w_0 q + q_0 w) = -mg \cos(\theta_0) \theta + F_{A_x} + T_x \quad (86)$$

$$m(\dot{v} + u_0 r + r_0 u - w_0 p - p_0 w) = -mg[\sin(\phi_0) \sin(\theta_0) \theta + \cos(\phi_0) \cos(\theta_0) \phi] + F_{A_y} + T_y \quad (87)$$

$$m(\dot{w} - u_0 q + q_0 u + v_0 p - p_0 v) = -mg[\cos(\phi_0) \sin(\theta_0) \theta - \sin(\phi_0) \cos(\theta_0) \phi] + F_{A_z} + T_z \quad (88)$$



## 2. Equações de momento:

$$I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} - I_{zx}(p_0q + q_0p) + (I_{zz} - I_{yy})(r_0q - q_0r) = L_A + L_T \quad (89)$$

$$I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})(p_0r + r_0p) + I_{xz}(2p_0p - 2r_0r) = M_A + M_T \quad (90)$$

$$I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + I_{zx}(q_0r + r_0q) + (I_{yy} - I_{xx})(p_0q + q_0p) = N_A + N_T \quad (91)$$

onde  $M_T$  é o momento de arfagem provocado pelo empuxo.

## 5.5.4 Equações do Movimento Lineares Desacopladas

Quando as técnicas de desacoplamento e linearização são aplicadas simultaneamente às equações (45) a (50), as equações do movimento podem ser representadas no formato de espaço de estados. As equações são divididas em dois grupos, cada qual com quatro estados e quatro saídas:

### 1. Movimento longitudinal:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_E} \\ Z_{\delta_E} \\ M_{\delta_E} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_E \quad (92)$$

### 2. Movimento látero-direcional:

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{u_0} & \frac{Y_p}{u_0} & -1 + \frac{Y_R}{u_0} & \frac{g \cos \theta}{u_0} \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_A}}{u_0} \\ L_{\delta_A} & L_{\delta_R} \\ N_{\delta_A} & N_{\delta_R} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_A \\ \delta_R \end{bmatrix} \quad (93)$$

Em ambos os modelos, os parâmetros  $i_j$ ,  $i \in \{X, Y, Z, L, M, N\}$ ,  $j \in \{u, w, p, q, r, \beta, \delta_A, \delta_E, \delta_R\}$ , são referidos como derivadas de estabilidade e controle dimensionais, as quais são funções das derivadas de estabilidade e controle adimensionais previamente definidas (Roskam, 2007; Nelson, 1989). Ademais, em ambos os modelos em espaço de estados (vide equação (55)),  $C$  é uma matriz identidade  $4 \times 4$ , e  $D$  é uma matriz  $4 \times 1$  (ou  $4 \times 2$ ) onde todos os elementos são nulos.



## 5.6 APROXIMAÇÕES DO MODELO DINÂMICO

Conforme descrito na Seção anterior, em um veículo (VANT, por exemplo) com seis graus de liberdade (DOF), há movimentos (lateral, direcional e longitudinal) que são geralmente acoplados. Apesar de tais acoplamentos, é possível separar completamente um movimento angular do outro, se a influência dos mesmos for, também, completamente desprezada. Nesta Seção, são apresentadas aproximações do modelo dinâmico de um VANT de asa fixa convencional, para uma série de movimentos angulares isolados.

### 5.6.1 Aproximação do Movimento de Arfagem Puro

Em um movimento de arfagem puro, a soma de todos os momentos de arfagem ( $M$ ) é aplicada ao cg do VANT para alterar seu ângulo de arfagem ( $\theta$ ). Assumindo-se que as taxas de variação de  $\theta$  e do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) são idênticas, pode-se derivar a seguinte equação diferencial aproximada para o movimento de arfagem puro:

$$\ddot{\theta} - (M_q + M_\theta)\dot{\theta} - M_\theta\theta = M_{\delta_E}\delta_E \quad (94)$$

onde  $M_q$ ,  $M_\theta$  e  $M_\theta$  são derivadas de estabilidade dimensionais, e  $M_{\delta_E}$  é uma derivada de controle dimensional.

Aplicando-se a transformada de Laplace à equação (94), tem-se a seguinte função de transferência:

$$\frac{\theta(s)}{\delta_E(s)} = \frac{M_{\delta_E}}{s^2 - s(M_q + M_\theta) - M_\theta} \quad (95)$$

### 5.6.2 Aproximação do Movimento de Rolamento Puro

A equação diferencial aproximada para o movimento de rolamento puro é:

$$\ddot{\phi} - L_p\dot{\phi} = L_{\delta_A}\delta_A \quad (96)$$

onde  $L_p$  e  $L_{\delta_A}$  são derivadas de estabilidade e controle dimensionais, respectivamente.

Em termos de função de transferência, tem-se:



$$\frac{\phi(s)}{\delta_A(s)} = \frac{L_{\delta_A}}{s^2 - sL_p} \quad (97)$$

### 5.6.3 Aproximação do Movimento de Guinada Puro

A equação diferencial aproximada para o movimento de guinada puro pode ser derivada como:

$$\ddot{\psi} - N_r \dot{\psi} + N_\beta \psi = N_{\delta_R} \delta_R \quad (98)$$

onde  $N_r$  e  $N_\beta$  são derivadas de estabilidade dimensionais, e  $N_{\delta_R}$  é uma derivada de controle dimensional. Em termos de função de transferência, tem-se:

$$\frac{\psi(s)}{\delta_R(s)} = \frac{N_{\delta_R}}{s^2 - sN_r + N_\beta} \quad (99)$$

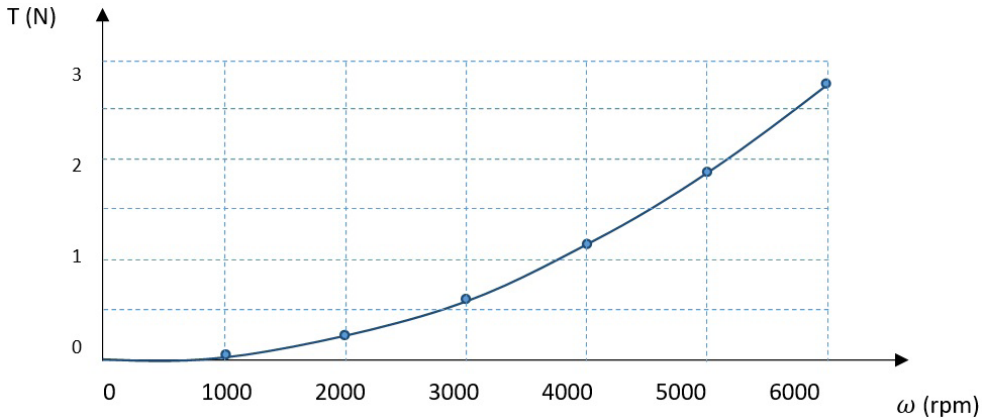
## 5.7 MODELO DINÂMICO DE QUADRICÓPTEROS

Motores elétricos de Corrente Contínua (CC) sem escovas (*brushless*) são os motores mais utilizados em quadricópteros. A magnitude da força de empuxo ( $T$ ) gerada por esse tipo de motor é proporcional ao quadrado da sua velocidade de rotação ( $\omega$ ):

$$T_i = k_i \omega_i^2 \quad (100)$$

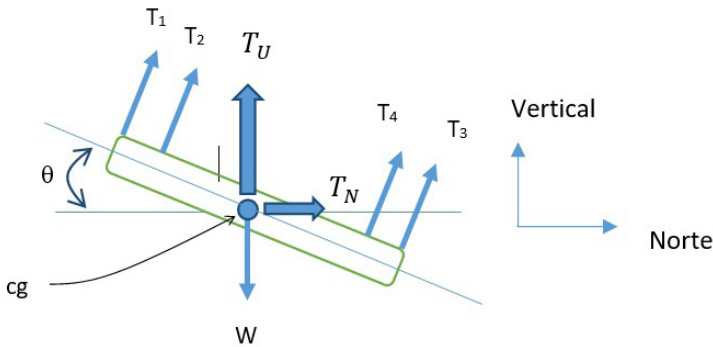
onde o subscrito  $i$  se refere ao número do motor (ou seja,  $i = 1, 2, 3, 4$ ), e  $k_i$  é uma constante de proporcionalidade, cujo valor típico, para um quadricóptero pequeno, é da ordem de  $10^{-6} \text{ N}/(\text{rad/s})^2$ . A Figura 48 apresenta o empuxo de um motor *brushless* em função da sua velocidade de rotação.

A força de empuxo total gerada pelos quatro motores/hélices é a soma de todos os empuxos individuais. Tal força total sempre aponta ao longo do eixo  $z$  do sistema de coordenadas do corpo (isto é, do quadricóptero), o qual, contudo, não necessariamente coincide com a direção vertical terrestre. Em uma condição, por exemplo, onde o ângulo de arfagem ( $\theta$ ) do quadricóptero não é nulo, o empuxo total pode ser decomposto ao longo dos eixos norte ( $N$ ) e vertical ( $U$ ) do sistema de coordenadas de navegação (Figura 49):



**Figura 48:** Empuxo de um motor brushless em função da sua velocidade de rotação.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 49:** Forças peso e de empuxo (visão lateral, com ângulo de arfagem não-nulo), e sistema de coordenadas de navegação.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

$$T_N = T \sin \theta \quad (101)$$

$$T_U = T \cos \theta \quad (102)$$

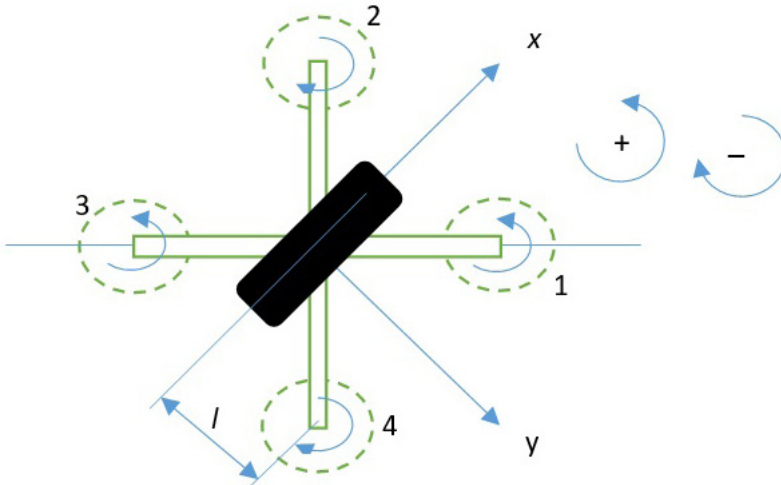
A rotação de cada motor induz um momento (ou torque) na estrutura do quadricóptero. A direção do momento é sempre oposta à da hélice giratória, ou seja, se a hélice estiver girando no sentido anti-horário, o torque induzido será no sentido horário. Para cancelar esses momentos, duas hélices devem girar no sentido horário, e duas, no sentido anti-horário. O ângulo de ataque (passo) da hélice deve ser tal que todas as hélices gerem força de empuxo para cima. Neste modelo, assume-se que a magnitude do momento ( $M$ ) gerado é



proporcional à força de empuxo ( $T$ ) e ao braço de alavanca ( $l$ ) entre o centro do motor e o centro de gravidade do quadricóptero (Figura 50):

$$M_i = -k_i \omega_i^2 l \quad (103)$$

onde o sinal negativo indica que o torque é oposto à direção de rotação de cada motor.



**Figura 50:** Sentido de rotação das hélices de um quadricóptero.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 5.7.1 Modelo Dinâmico

O modelo matemático usado para descrever a dinâmica de um quadricóptero também é derivado da teoria da conservação da quantidade de movimento linear e angular, ou seja, da segunda lei de Newton. Uma versão simplificada desse modelo, representada nos eixos  $x$ ,  $y$ , e  $z$  do sistema de coordenadas do corpo, é:

$$\ddot{x} = \frac{T}{m} (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \quad (104)$$

$$\ddot{y} = \frac{T}{m} (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \quad (105)$$

$$\ddot{z} = \frac{T}{m} (\cos \phi \cos \theta) - g \quad (106)$$



$$\dot{p} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr - \frac{I_{TP}}{I_{xx}} q\Omega + \frac{M_\phi}{I_{xx}} \quad (107)$$

$$\dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{I_{TP}}{I_{yy}} p\Omega + \frac{M_\theta}{I_{yy}} \quad (108)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{M_\psi}{I_{zz}} \quad (109)$$

onde  $m$  é a massa do quadricóptero,  $M_\phi$  é o torque de rolamento,  $M_\theta$  é o torque de arfagem,  $M_\psi$  é o torque de guinada, e  $I_{TP}$  é o momento de inércia do rotor. Além disso,  $\Omega$  denota a velocidade angular geral das hélices, isto é,  $\Omega = \sum_{i=1}^4 \omega_i$ .

## 5.8 MODOS DE OPERAÇÃO DE PILOTOS AUTOMÁTICOS

A função fundamental de um piloto automático é controlar as variáveis de voo, de forma a garantir que o VANT permaneça na trajetória predeterminada. Em geral, pilotos automáticos possuem existem cinco modos de operação principais: (a) modo de aumento da estabilidade; (b) modo de retenção; (c) modo de navegação; (d) modo de aumento de comando; e (e) modo combinado. A Tabela 24 resume os principais modos de operação de pilotos automáticos.

### 5.8.1 Modo de Aumento de Estabilidade

Devida às frequentes mudanças na dinâmica de um VANT, um modelo dinâmico que é estável e adequadamente amortecido em uma condição de voo pode se tornar instável, ou pelo menos inadequadamente amortecido, em outra condição de voo. Em tais casos, o piloto automático é o sistema que deve fornecer “aumento de estabilidade” ao veículo. Existem basicamente três Modos de Aumento de Estabilidade (SAS), a saber: (a) amortecedor de rolamento; (b) amortecedor de arfagem; e (c) amortecedor de guinada.

O amortecedor de guinada, em particular, serve para aumentar a estabilidade direcional do VANT, amortecendo sua oscilação de guinada, a qual é também conhecida como rolamento holandês (*Dutch-roll*). Tal oscilação surge (principalmente em grandes altitudes) como consequência de turbulências e rajadas, as quais atingem o nariz do VANT,

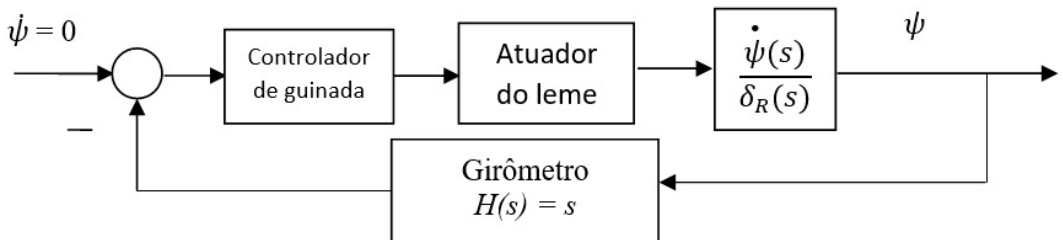


empurrando-o quase continuamente para a esquerda e para a direita. O modo amortecedor de guinada do piloto automático comanda o leme do VANT, mantendo a guinada no valor desejado. A Figura 51 ilustra o diagrama de blocos de um amortecedor de guinada.

**Tabela 24:** Modos de operação de pilotos automáticos.

1	2		3		4
Modo de Aumento de Estabilidade (SAS)	Modo de retenção		Modo de navegação		Modo de Aumento de Comando (CAS)
	Longitudinal	Látero-Direcional	Longitudinal	Látero-Direcional	
Amortecedor de rolamento	Retenção da arfagem	Retenção do rolamento; nivelador de asas	Modo de arredondamento ( <i>flare</i> ) automático	Localizador	Rastreador de comando: 1) Taxa de arfagem 2) Taxa de rolamento
Amortecedor de arfagem	Retenção da altitude	Retenção da guinada	Retenção de rampa de planeio ( <i>glide slope</i> )	Retenção de VOR ( <i>Very High Frequency Omnidirectio-nal Range</i> )	Rastreador de gerador de comando
Amortecedor de guinada	Modo de controle do manche	Modo de curva coordenada a velocidade e altitude constantes	Seguidor de terreno	Rastreio de pontos de rota ( <i>waypoints</i> )	Aceleração normal
-	Retenção da velocidade/Mach	-	Pouso automático	-	

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 51:** Diagrama de blocos de um amortecedor de guinada.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



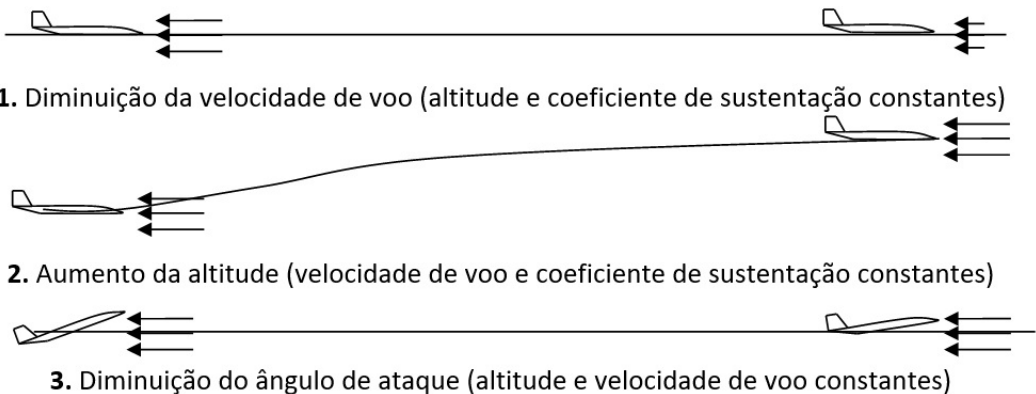
## 5.8.2 Modo de Retenção

Conforme já discutido, os movimentos lateral e direcional de um VANT são frequentemente acoplados. Por esse motivo, os pilotos automáticos possuem dois grupos diferentes de modos de retenção: (a) longitudinal; e (b) látero-direcional.

O modo de retenção longitudinal é um método de controle eficiente para voos de cruzeiro realizados por longos períodos. Como combustível é consumido durante o voo, o peso da aeronave diminui durante a etapa de cruzeiro, implicando que a sustentação também deve ser correspondentemente compensada. As três opções práticas/viáveis para se diminuir a sustentação durante um voo de cruzeiro são (Figura 52):

- Diminuição da velocidade de voo (altitude e coeficiente de sustentação constantes);
- Aumento da altitude (velocidade de voo e coeficiente de sustentação constantes);
- Diminuição do ângulo de ataque (altitude e velocidade de voo constantes).

Em termos de operação do piloto automático, a primeira opção é comandada através do acelerador do motor; ao passo que a terceira opção se dá através do manche de controle. Quanto à segunda opção, nenhuma ação é necessária por parte do piloto automático, já que o VANT ganhará altitude natural e gradativamente com a redução do peso do veículo (devido ao consumo de combustível).



**Figura 52:** Três opções práticas para redução da sustentação em voo de cruzeiro.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



## 5.9 MÉTODOS NUMÉRICOS DE SIMULAÇÃO DE VOO

Durante o projeto, desenvolvimento e validação do piloto automático de um VANT, a técnica de “simulação de voo” torna-se uma ferramenta indispensável. Em geral, existem dois métodos de simulação de voo: (a) simulador via *software*; e (b) simulador baseado em equipamento físico. O componente chave de um simulador via *software* é o prévio conhecimento do modelo dinâmico do VANT, o qual é representado, conforme já visto, por um conjunto de ODEs não-lineares acopladas. Tais equações (vide (74) a (79)) não têm uma solução analítica fechada. No entanto, existem várias técnicas de resolução (aproximada) das mesmas, as quais se baseiam em integração numérica. Uma técnica popular é o método de Runge-Kutta (RK).

Considere o seguinte problema ODE de valor inicial:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= f(x, t) \\ x(t_0) &= x_0\end{aligned}\tag{110}$$

O método RK mais simples (dito de primeira ordem) usado para encontrar a solução discreta de  $x$ , para qualquer  $t = t_0 + \tau$ , onde  $\tau$  é o tempo de integração, é:

$$x(t_0 + \tau) = x_0 + \tau f(x_0, t_0)\tag{111}$$

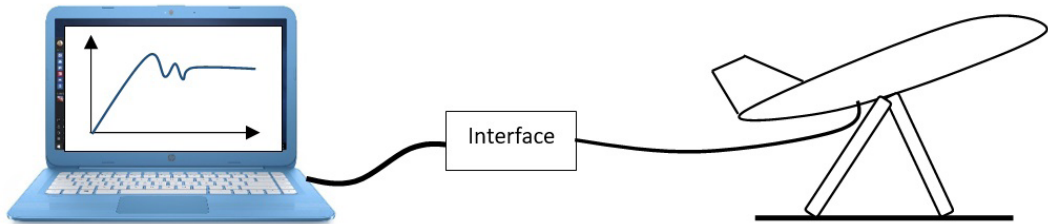
A variante RK mais popular é a de quarta ordem. Nessa variante, a derivada é avaliada quatro vezes: uma vez no ponto inicial, duas vezes nos pontos médios da função, e uma vez no ponto final. A partir dessas derivadas, o valor final da função é calculado.

Uma ferramenta muito importante para simuladores de voo via *software* é o MATLAB (do inglês, *Matrix Laboratory*). O MATLAB é um ambiente de computação numérica multifuncional, que realiza operações matriciais, plotagem de resultados numéricos, implementação de algoritmos e interface com programas escritos em outras linguagens, tais como C e *Python*. O pacote de *software* do MATLAB é altamente versátil, e pode ser empregado na análise numérica (isto é, simulação) de quaisquer ODEs não-lineares pertinentes ao projeto do piloto automático de VANTs.

No que diz respeito ao método de simulação de voo baseado em equipamento físico (Figura 53), destaca-se a chamada simulação *Hardware-In-the-Loop* (HIL). Na simulação HIL, empregam-se um computador de tempo real contendo uma representação virtual do modelo dinâmico do VANT, bem como uma versão real do controlador do piloto automático. O *hardware* do simulador também contém uma interface para



controlar a entrada virtual do VANT. Quando um HIL é empregado, pode-se avaliar experimentalmente a eficiência do piloto automático projetado, bem como sua influência nas características de estabilidade do VANT.



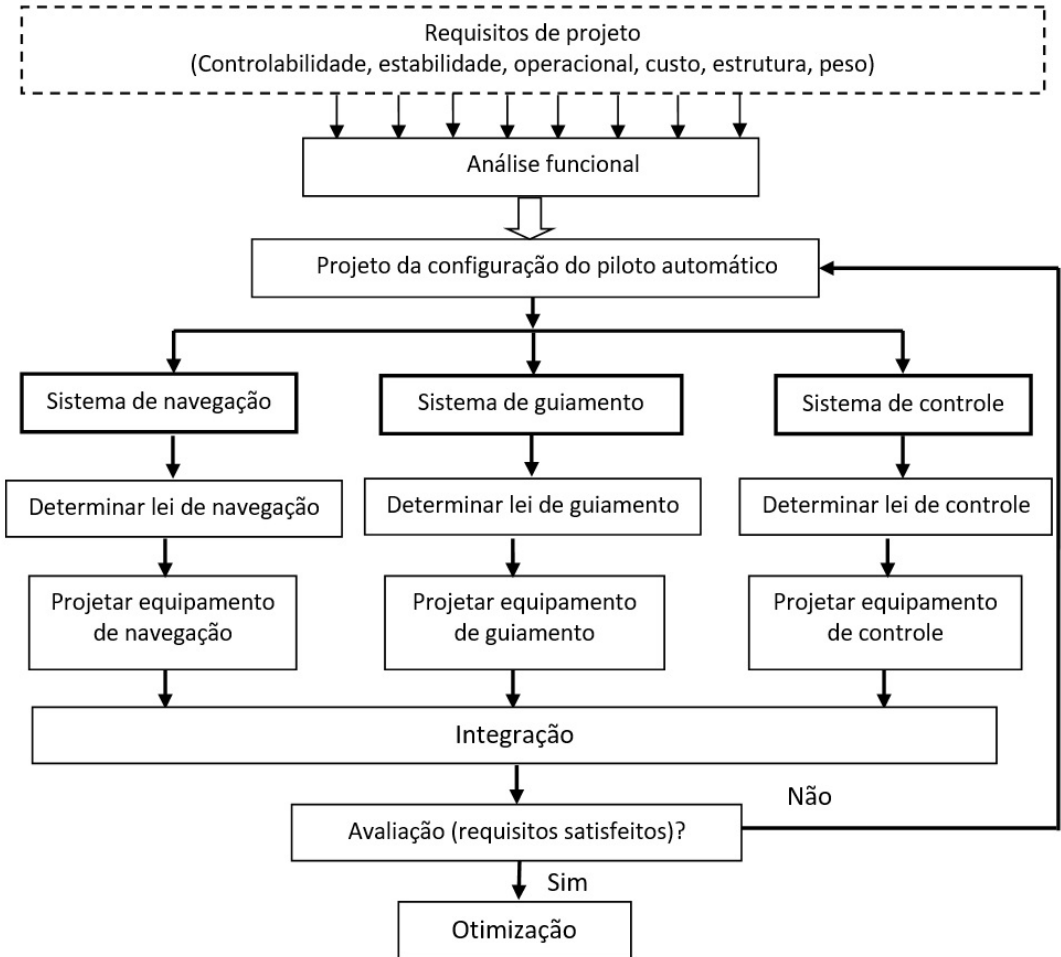
**Figura 53:** Simulador HIL.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 5.10 PROCESSO DE PROJETO DO PILOTO AUTOMÁTICO

Nas Seções anteriores, os subsistemas primários de um piloto automático foram introduzidos. De forma geral, os principais requisitos para o projeto de um piloto automático são: (a) tecnologia de fabricação; (b) exatidão exigida; (c) requisitos de estabilidade; (d) rigidez estrutural; (e) fator de carga; (f) requisitos de qualidade de voo; (g) manobrabilidade; (h) confiabilidade; (i) custo; (j) configuração do VANT; (k) facilidade de manutenção; (l) peso; (m) sistemas de comunicação; (n) considerações aerodinâmicas; (o) processador; e (p) complexidade da trajetória.

A Figura 54 apresenta o processo geral de projeto de um piloto automático. Como pode ser visto, o processo de projeto tem uma natureza iterativa e começa com o estabelecimento dos requisitos. Os três componentes/subsistemas principais do piloto automático (sistema de controle, guiamento e navegação) são, em geral, projetados em paralelo.



**Figura 54:** Processo de projeto do piloto automático.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

# CAPÍTULO 6

## Projeto do Sistema de Controle



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Analisar os principais elementos do sistema de controle de Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs);
2. Avaliar as características de desempenho de um sistema de controle;
3. Empregar a técnica do lugar das raízes para projetar um sistema de controle;
4. Empregar a técnica de resposta em frequência para determinar a resposta em regime permanente de um sistema ante uma entrada senoidal;
5. Aplicar várias técnicas de projeto de controladores;
6. Conduzir o projeto do sistema de controle de um VANT;
7. Discutir requisitos de controle de voo;
8. Discutir modos de operação de pilotos automáticos para um determinado conjunto de requisitos de controle;
9. Selecionar e implementar um servo/atuador apropriado para determinados requisitos de controle.

## 6.1 INTRODUÇÃO

Um dos principais subsistemas de um piloto automático é o sistema de controle. O sistema de controle usa as informações do estado do veículo, fornecidas pelos sensores a bordo (sistema de navegação), para acionar os atuadores (também chamados de servos) das superfícies de controle. O objetivo final do sistema de controle é controlar a direção do movimento do veículo, ou seja, sua orientação (mais comumente referida como “atitude”)<sup>19</sup>.

## 6.2 FUNDAMENTOS DE SISTEMAS DE CONTROLE

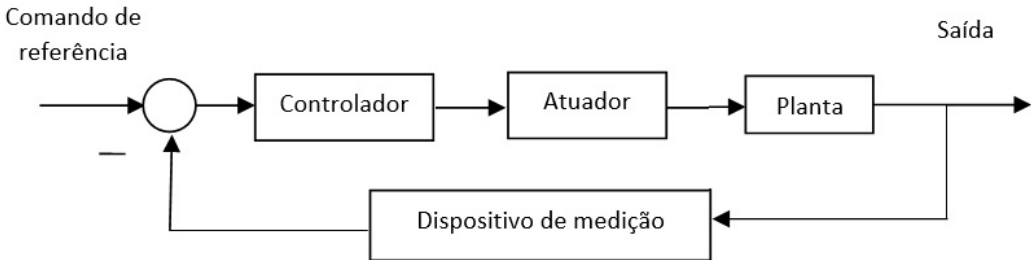
O sistema de controle de um VANT deve ser fundamentalmente do tipo “malha fechada”, com realimentação (*feedback*) negativa. Um sistema como tal é geralmente composto por quatro elementos básicos: (a) planta (também referida como processo,

---

<sup>19</sup> Não confundir atitude com altitude!

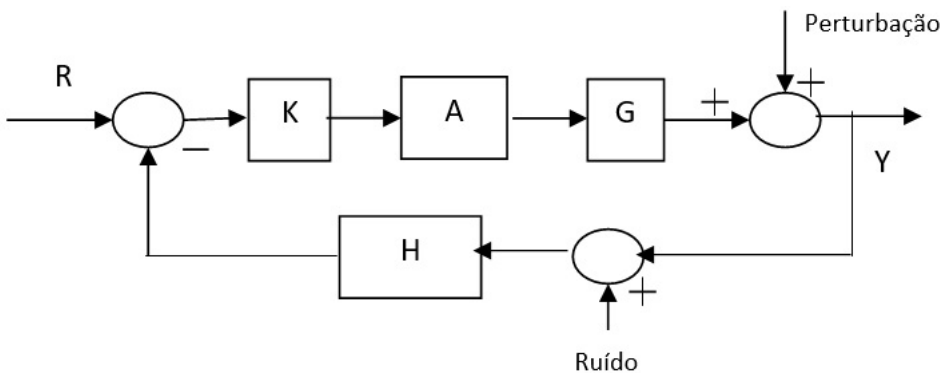


ou sistema); (b) controlador (ou compensador); (c) atuador (ou servo); e (d) dispositivo de medição. O diagrama de blocos de um sistema de controle em malha fechada com realimentação negativa é representado na Figura 55 e Figura 56.



**Figura 55:** Diagrama de blocos de um sistema de controle em malha fechada com realimentação negativa.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 56:** Diagrama de blocos de um sistema de controle em malha fechada com realimentação negativa, incluindo perturbação e ruído.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Em um sistema de controle com realimentação, a saída ( $Y$ ) é a variável a ser controlada. Esta saída é medida por um elemento de realimentação (dispositivo de medição,  $H$ ), e é então comparada com uma entrada de referência ( $R$ ). A diferença entre tal referência e o sinal de realimentação forma o chamado “erro”, que funciona como entrada para o controlador ( $K$ ). Com base no erro, e em uma lei de controle, o controlador gera um sinal para o atuador ( $A$ ), que o aplica, em seguida, à planta ( $G$ ).

O sinal de erro é definido como a diferença entre o valor ideal (ou desejado) da saída do sistema e o valor real (ou medido) da mesma. O valor ideal estabelece o desempenho



desejado da planta. Perturbação é um sinal indesejado (por exemplo, rajadas de vento) que tende a afetar a variável controlada, podendo ser introduzido no sistema em diferentes lugares. Já o ruído, é outro sinal indesejado que tende a afetar exclusivamente a variável medida. De forma geral, filtros podem ser utilizados para se eliminar o ruído do dispositivo de medição. Para o diagrama de blocos da Figura 56, a Função de Transferência (FT) da saída ( $Y$ ) para a entrada ( $R$ ) é obtida como (Ogata, 2010):

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = \frac{KG(s)}{1 + KG(s)H(s)} \tag{112}$$

Conforme mencionado anteriormente, o controlador  $K$  é projetado com base em uma lei de controle. Algumas leis de controle típicas são: (a) linear; (b) não-linear; (c) ótima; (d) adaptativa; e (e) robusta. Na implementação da lei de controle, existem duas abordagens principais: (a) controle analógico; e (b) controle digital. Um resumo das diferentes leis e técnicas de projeto do sistema de controle é mostrado na Figura 57.

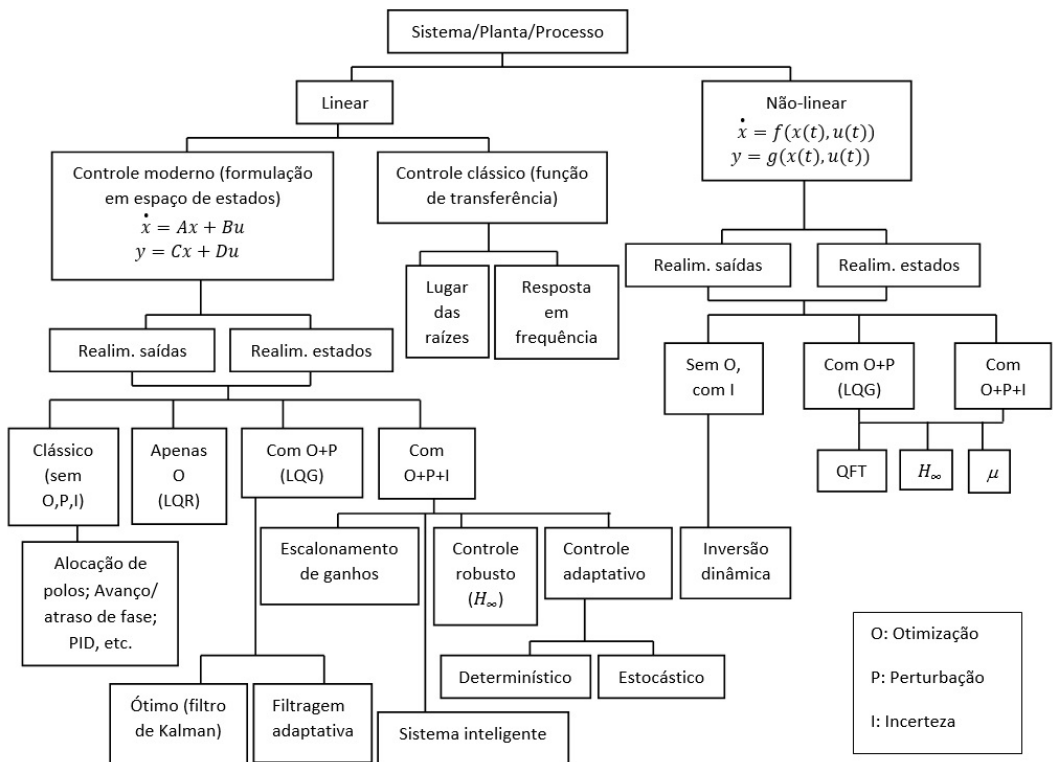


Figura 57: Leis e técnicas de projeto de sistemas de controle.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



Conforme pode ser inferido da Figura 57, somente algumas técnicas de projeto, tais como o controle moderno/robusto, são capazes de satisfazer todos os requisitos de segurança, custo e desempenho de VANTs. No entanto, devido ao alto custo e complexidade dos mesmos, muitos projetistas adotam uma arquitetura de controle mais simples/convençãoal. Duas ferramentas/técnicas clássicas de projeto de sistemas de controle são: (a) lugar das raízes e (b) resposta em frequência.

### 6.2.1 Lugar das Raízes

Uma ferramenta gráfica muito eficaz no projeto de sistemas de controle é a técnica do lugar das raízes. Conforme já visto, os polos de um sistema de controle em malha fechada são as raízes da equação característica da respectiva FT. Em uma representação em espaço de estados, eles equivalem aos autovalores da matriz dos estados (ou seja,  $A$ ). O lugar (geométrico) das raízes é o gráfico das variações dos polos em malha fechada, em função do ganho do controlador ( $K$  na Figura 56).

Uma aplicação clara do lugar das raízes é na visualização dos valores aceitáveis para o ganho, os quais resultam em um sistema estável (ou seja, quando todos os polos estão no semi-plano esquerdo do gráfico). Além disso, a técnica do lugar das raízes pode auxiliar na locação adequada (no plano  $s$ ), dos polos dominantes em malha fechada, de modo que as especificações de desempenho (por exemplo, tempo de subida, tempo de acomodação, máxima ultrapassagem, frequência natural de ressonância e coeficiente de amortecimento) sejam atendidas. No MATLAB, o comando “*rlocus*” pode ser usado para se construir o lugar geométrico das raízes.

### 6.2.2 Resposta em Frequência

A técnica da resposta em frequência auxilia na determinação do controlador que produz a resposta em malha fechada mais próxima da desejada. Conforme discutido anteriormente, um número complexo possui duas partes: real e imaginária. Quando este número é representado no plano  $s$ , ele pode ser descrito em termos da sua magnitude ( $M$ ) e seu ângulo de fase ( $\phi$ ). Uma representação gráfica útil de uma FT é obtida substituindo-se  $s$  por  $j\omega$  e traçando a magnitude e a fase do número complexo resultante em função da frequência,  $\omega$ . Por exemplo, para a transferência:

$$G(s) = \frac{N(s)}{D(s)} = \frac{k(s+z_1)(s+z_2)\cdots(s+z_m)}{(s+p_1)(s+p_2)\cdots(s+p_n)} \quad (113)$$



a substituição resulta em:

$$G(j\omega) = \frac{N(j\omega)}{D(j\omega)} = M(\omega) \angle \phi(\omega) \quad (114)$$

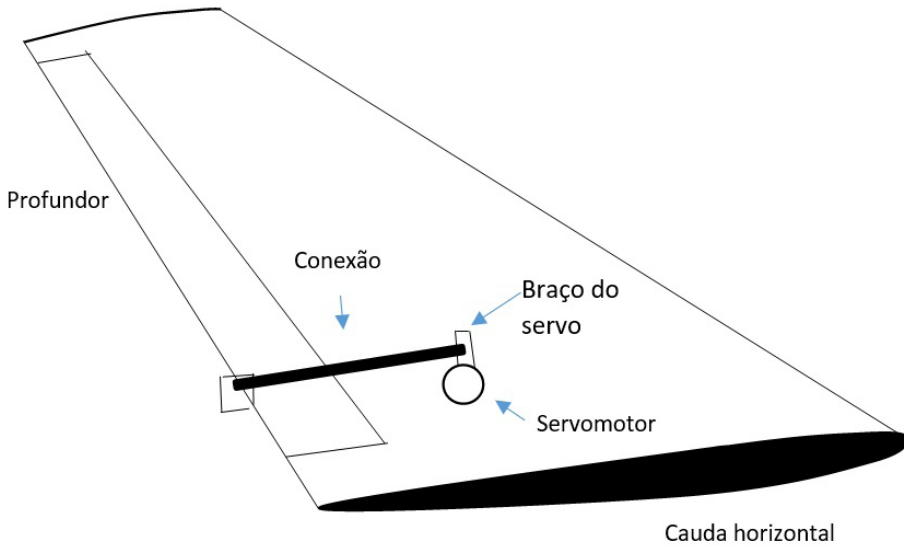
onde  $M$  é a razão das amplitudes da saída  $N$  pela entrada  $D$ , e  $\phi$  é o deslocamento de fase entre as mesmas.

Tal representação gráfica é chamada de “diagrama de Bode”. No diagrama de Bode, a variável de entrada é função da frequência, e não do tempo (a entrada é, frequentemente, um sinal senoidal). Em tal representação, é comum se expressar a magnitude em unidade de decibéis (dB), e a frequência, em uma escala logarítmica. Alguns parâmetros importantes inferidos a partir dos diagramas de Bode são: (a) margem de fase; (b) margem de ganho; (c) frequência de cruzamento de fase; (d) largura de banda; (e) frequência de corte; (f) frequência de canto; (g) pico ressonante; e (h) frequência de ressonância. No MATLAB, o comando “*bode*” pode ser usado para traçar a resposta em frequência de um sistema.

## 6.3 SERVO/ATUADOR

Um dos principais dispositivos eletromecânicos usados para se defletir as superfícies de controle de VANTs são os servomotores. Um servomotor é um sistema de controle em malha fechada composto por um motor elétrico acoplado a um dispositivo de medição (por exemplo, *encoder* ou potenciômetro) e um controlador. A entrada de controle é um sinal (analógico ou digital) que representa a posição comandada (desejada) para o eixo de saída do motor. Os servomotores mais simples detectam apenas posição angular, por meio de um potenciômetro, e controlam o motor usando uma técnica liga/desliga (*on/off*). Servomotores mais precisos usam *encoders* óticos para medir a velocidade angular do eixo de saída, e controlam a velocidade do motor, e não sua posição.

Servomotores são geralmente usados como uma alternativa de alto desempenho para os chamados “motores de passo”. A principal diferença entre o servomotor e o motor de passo é a existência da realimentação. Enquanto os servomotores são em um sistema de controle em malha fechada (devido ao *encoder* e ao controlador), os motores de passo são um sistema em malha aberta. O sistema de controle em malha fechada dos servomotores é frequentemente referido como servomecanismo (Figura 58).



**Figura 58:** Esboço de um servomecanismo para o profundor.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



Outro tipo de atuador bastante empregado na deflexão das superfícies de controle de VANTs são os atuadores hidráulicos. Em um sistema hidráulico, o fluido de trabalho (a saber, óleo) é pressurizado por bombas e transportado por válvulas de controle direcional até as câmaras do atuador. Os atuadores hidráulicos, em comparação com outros tipos de atuadores, oferecem como vantagem, uma baixa relação de peso por unidade de potência, em geral abaixo de 50g/kW. Além disso, a amplificação de potência de um atuador hidráulico é bastante elevada (cerca de 100.000 vezes). A Tabela 25 fornece uma comparação entre várias características de atuadores hidráulicos e elétricos (incluindo servomotores).

### 6.3.1 Atraso

Limitações físicas relacionadas à construção eletromecânica/hidráulica dos atuadores originam um atraso na resposta dinâmica dos mesmos. De forma geral, tal atraso pode ser modelado como uma função de transferência de primeira ordem (vide equação (53)), com constante de tempo  $\tau$  entre 0,02 a 0,1 segundos (quanto menor a constante de tempo, mais rápido é atuador, isto é, mais próximo do ideal é o seu comportamento). Os motores elétricos de Corrente Contínua (CC) sem escovas (*brushless*), usados na maioria dos quadricópteros, também podem ser modelados por uma FT de primeira ordem.



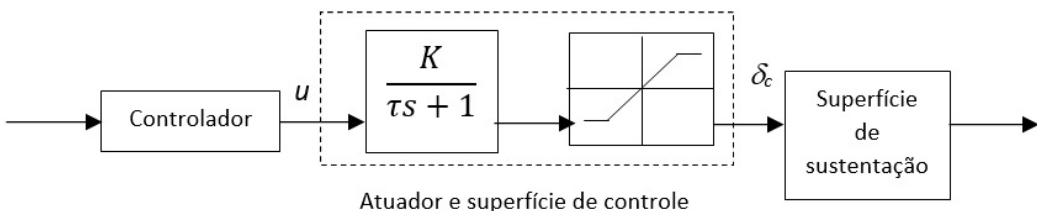
**Tabela 25:** Categorias de atuadores.

Característica	Motor Elétrico	Atuador Hidráulico
Potência	Elétrico	Hidráulico
Movimento	Rotativo	Linear
Forma física típica		
Tipos de VANT	Quadricíptero, micro-VANT, mini-VANT, VANT de pequeno porte	VANT de grande porte, VANT de combate
Saída	Torque	Força
Capacidade	Faixa de torque: 0,1 a 100 Nm	Faixa de força: 10 a 1000 N
Peso total	Mais leve	Mais pesado
Meio de transmissão	Fio	Tube/cano
Sinal	Eletricidade	Óleo
Manutenção	Mais trabalhosa/intensiva	Menos trabalhosa/intensiva

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 6.3.2 Saturação

Todas as superfícies de controle têm um limite de deflexão máxima (cerca de ± 30 graus). Para evitar que uma superfície de controle (por exemplo, *aileron*) exceda o limite desejado, uma parada física (limitador mecânico) é geralmente imposta. Dessa forma, e para fins de modelagem/simulação computacional, uma superfície de controle de VANT e seu atuador são melhor modelados como um sistema de primeira ordem somado a um bloco de saturação (Figura 59).



**Figura 59:** Diagrama de blocos do atuador de uma superfície de controle, incluindo saturação.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



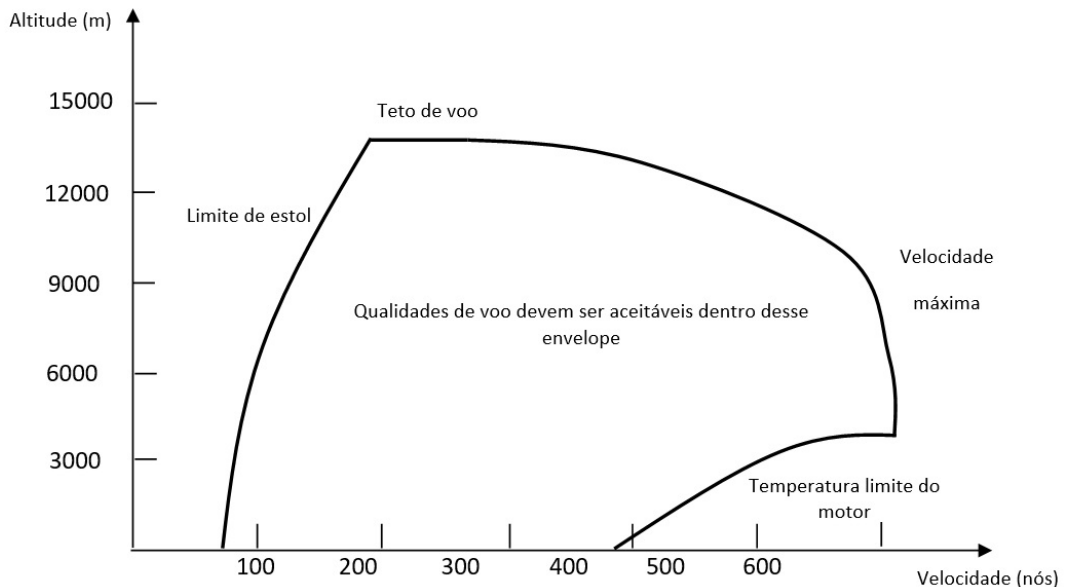
## 6.4 REQUISITOS DE CONTROLE DE VOO

Existem basicamente três grupos de requisitos de controle de voo que devem ser atendidos pelo sistema de controle do VANT: (a) requisitos de controle longitudinal; (b) requisitos de controle lateral; e (c) requisitos de controle direcional.

### 6.4.1 Requisitos de Controle Longitudinal

Em um VANT convencional (de asa fixa), o controle longitudinal é aplicado principalmente através da deflexão do profundor ( $\delta_E$ ) e do acelerador do motor ( $\delta_T$ ). A resposta do VANT ao controle longitudinal é frequentemente expressa em termos de taxa de arfagem ( $\dot{\theta}$ , ou alternativamente,  $q$ ), embora a velocidade longitudinal ( $u$ ) e o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) também sejam impactados.

Em termos de requisitos, as superfícies de controle longitudinal devem ser projetadas de modo que o VANT possua “qualidades de voo” aceitáveis em qualquer região do seu “envelope de voo” operacional. Os envelopes de voo operacionais definem os limites, em termos de velocidade, altitude e fator de carga, dentro dos quais o VANT deve ser capaz de operar para cumprir sua missão. Um envelope de voo operacional típico para um VANT de grande porte é mostrado na Figura 60.



**Figura 60:** Envelope de voo operacional típico.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



## 6.4.2 Requisitos de Controle Lateral

Os requisitos de controle lateral governam a resposta do VANT face à deflexão do *aileron*; portanto, os requisitos são empregados no projeto do próprio *aileron*. É comum se especificar os requisitos de controle lateral em termos da variação do ângulo de rolamento ( $\dot{\phi}$ ) alcançada em um determinado tempo, em resposta a uma função degrau unitário<sup>20</sup> no *aileron*. A notação “60 graus em 1,3 segundos”, por exemplo, indica o tempo máximo aceitável para que um ângulo de rolamento inicial (digamos, 0 graus) atinja um valor 60 graus maior (ou menor), após a deflexão total do *aileron*.

## 6.4.3 Requisitos de Controle Direcional

Em um VANT convencional (de asa fixa), o controle direcional é exclusivamente mantido por superfícies aerodinâmicas (em particular, o leme), independentemente da velocidade aerodinâmica do veículo. Há vários casos em que o controle direcional deve ser mantido dentro de limites e restrições específicas. No caso de um VANT bimotor com empuxo assimétrico (ou com falha em um dos motores), por exemplo, deve ser possível manter uma trajetória de voo reta, em todo o envelope de voo operacional, apenas com o sistema de controle de guinada (isto é, o leme).

## 6.5 MODOS DE CONTROLE

Dois pré-requisitos básicos para um voo seguro, conforme já mencionado, são a estabilidade e a controlabilidade. A estabilidade de voo é definida como a tendência inerente de um VANT de se opor a qualquer entrada, e de retornar à condição de compensação original, caso perturbado. Quando a soma de todas as forças ao longo dos eixos coordenados do VANT, e a soma de todos os momentos em torno dos mesmos são nulas, diz-se que o VANT está compensado, ou em equilíbrio (*trim*). Nesse caso, o VANT tem velocidade linear e angular constantes.

Controlabilidade, por outro lado, caracteriza o processo de se alterar a condição de voo do VANT, de um ponto de compensação inicial, para um ponto de compensação final ou novo. Isso é executado principalmente pelo subsistema de controle do piloto

---

<sup>20</sup> A função degrau unitário, também conhecida como função de Heaviside, é uma função  $y = f(x)$ , singular e descontínua, tal que:  $y = 0$ , para  $x < 0$ ;  $y = 1/2$ , para  $x = 0$ ; e  $y = 1$ , para  $x > 0$ .

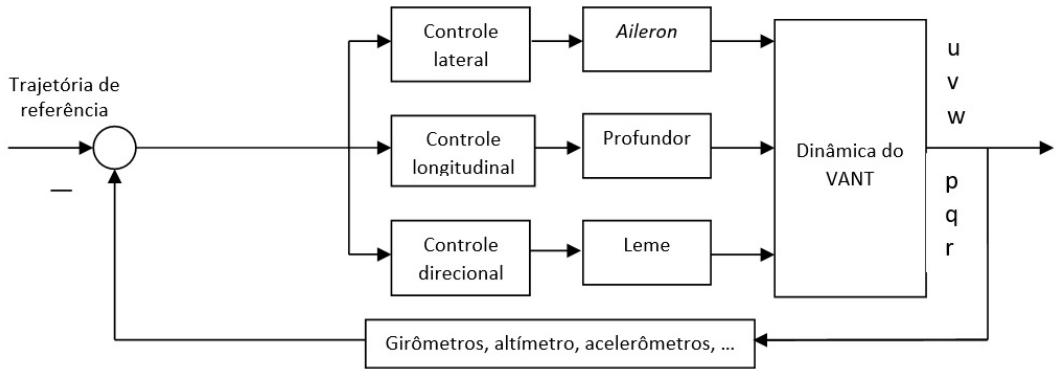


automático, o qual move as superfícies de controle/acelerador do motor conforme necessário. Um VANT convencional (de asa fixa) é capaz de realizar várias manobras e movimentos, os quais podem ser classificados, sem perda de generalidade, em três grupos de controle principais:

- Controle longitudinal: Qualquer controle de movimento rotacional no plano  $xz$  do VANT é chamado de controle longitudinal (por exemplo, arfagem em torno do eixo  $y$ ). Mudanças na sustentação, arrasto e momento de arfagem têm grande influência neste movimento. As duas entradas principais do controle longitudinal são a deflexão do profundor ( $\delta_E$ ) e do acelerador do motor ( $\delta_T$ );
- Controle lateral: O controle de movimento rotacional em torno do eixo  $x$  do VANT é chamado de controle lateral (por exemplo, rolamento em torno do eixo  $x$ ). Mudanças na distribuição da sustentação na asa, e no momento de rolamento têm a maior influência neste movimento. A principal entrada de controle lateral é a deflexão do *aileron* ( $\delta_A$ ). No entanto, a deflexão do leme ( $\delta_R$ ) também influencia indiretamente este movimento;
- Controle direcional: O controle de movimento rotacional em torno do eixo  $z$  do VANT, assim como qualquer movimento ao longo do seu eixo  $y$  é chamado de controle direcional (por exemplo, guinada em torno do eixo  $z$ , glissada lateral e derrapagem). Mudanças na força lateral e no momento de guinada têm grande influência nestes movimentos. A principal entrada de controle direcional é a deflexão do leme ( $\delta_R$ ). No entanto, a deflexão do aileron ( $\delta_A$ ) também influencia indiretamente este movimento.

Na maioria dos VANTs, o controle longitudinal não influencia o controle lateral e direcional. No entanto, os controles lateral e direcional são frequentemente acoplados, razão pela qual é costumeiro se referir a eles como controle látero-direcional. Uma ilustração gráfica dos três principais grupos de controle é fornecida na Figura 61.

Várias variáveis de voo devem ser medidas para fins de controle longitudinal e látero-direcional, a saber: velocidade aerodinâmica, ângulo de arfagem, ângulo de guinada, ângulo de rolamento, acelerações lineares (normal, lateral e longitudinal), velocidades angulares, altitude e posição. Os dispositivos de medição (sensores) tipicamente empregados são: (a) giroscópios; (b) girômetros; (c) tubos de *Pitot*; (d) altímetro; (e) magnetômetros; (f) bússolas; (g) acelerômetros; e (h) Sistemas de Navegação Global por Satélites (GNSS).



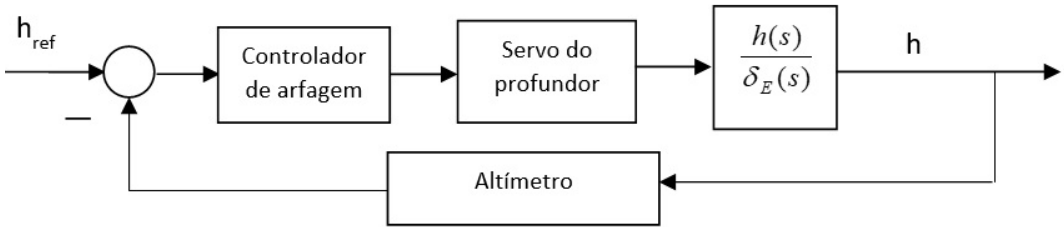
**Figura 61:** Sistema de controle de voo com superfícies de controle convencionais.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 6.5.1 Modo Retenção de Altitude

Como introduzido na Seção 5.8, o sistema de controle é um dos principais subsistemas de um piloto automático, podendo assumir diversos modos de operação (Tabela 24). Um dos modos já estudados é o modo de retenção de velocidade, o qual, em segmentos de voo de cruzeiro, contrabalança a perda de peso do VANT (devido ao consumo de combustível) com um aumento na altitude de voo. Caso tal comportamento não seja permissível, pode-se optar, alternativamente, pelo modo de retenção de altitude.

O propósito do modo de retenção de altitude, como o nome já pressupõe, é manter a altitude do VANT em um valor predeterminado, durante qualquer fase do voo (por exemplo, cruzeiro). Para manter a altitude constante, o uso do profundor ou do acelerador do motor é, em geral, suficiente. O “controlador de arfagem” a ser empregado nessa malha pode ser tão simples quanto um controlador Proporcional-Integral-Derivativo (PID), ou ser baseado em uma técnica mais sofisticada. Em ambos os casos, o VANT mantém sua altitude constante por meio de um sistema de controle longitudinal. O dispositivo de medição é, em geral, um altímetro (GNSS, barômetro ou radar). A Figura 62 ilustra o diagrama de blocos do sistema de controle em seu modo de retenção de altitude.



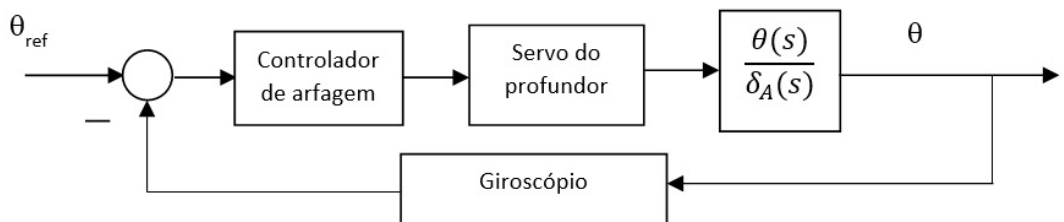
**Figura 62:** Diagrama de blocos de um sistema de controle em modo de retenção de altitude.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 6.5.2 Modo Retenção de Arfagem

Outro modo de controle já mencionado anteriormente (Tabela 24), é o de retenção de arfagem, o qual é frequentemente empregado quando o VANT se encontra em regime de voo nivelado. Este modo de retenção também é adequado para o segmento de subida do voo, visando manter constante o ângulo de arfagem ( $\theta$ ) do veículo, o qual é definido como a soma do ângulo de trajetória<sup>21</sup> ( $\gamma$ ) com o ângulo de ataque ( $\alpha$ ). Observe que o controlador não mantém o ângulo de trajetória constante, porque o ângulo de ataque muda com o tempo, devido à queima de combustível e à redução do peso do veículo (Figura 63).

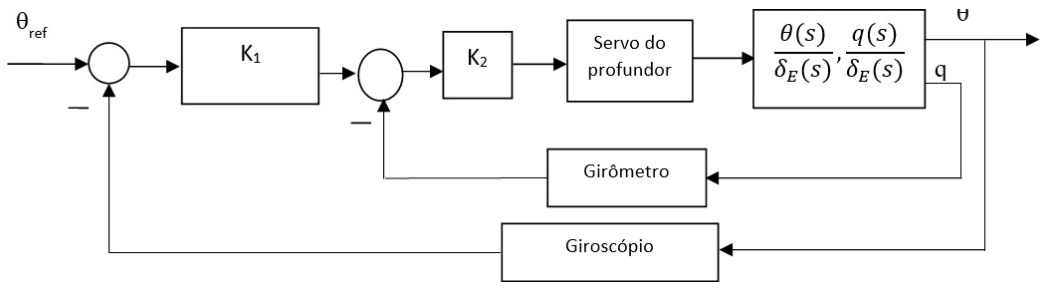
O dispositivo de medição para o sistema de controle é um giroscópio, o qual fornece leituras diretas do ângulo de arfagem do VANT. Uma realimentação interna (às vezes referida como realimentação tacométrica) da velocidade angular  $q$  do VANT pode ser adicionada à malha, como forma de fornecer melhores características de amortecimento e acomodação no curto prazo. A velocidade angular, nesse caso, é medida por um girômetro (construtivamente diferente do giroscópio). Tal topologia é ilustrada na Figura 64.



**Figura 63:** Diagrama de blocos de um sistema de controle em modo de retenção de arfagem.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

<sup>21</sup> Ângulo de trajetória é o ângulo compreendido entre a trajetória de voo do VANT e o plano horizontal.

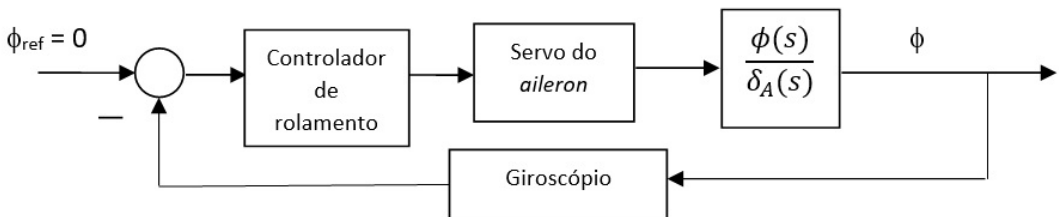


**Figura 64:** Diagrama de blocos de um sistema de controle em modo retenção de arfagem com realimentação tacométrica.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 6.5.3 Modo Nivelador de Asas

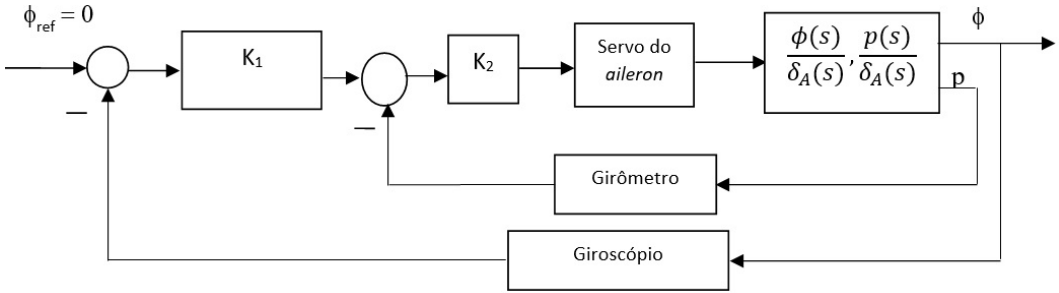
A condição de “asas niveladas” é, por definição, a condição em que o VANT possui ângulo de rolamento nulo ( $\phi = 0$ ). Muitos fatores tendem a interromper o estado de asas niveladas, tais como a assimetria da estrutura, torque do motor, turbulência atmosférica, entre outros. Portanto, a condição de asas niveladas só pode ser mantida por meio de um sistema de controle de rolamento. A superfície de controle primária de tal sistema são os *ailérons*, e o dispositivo de medição, um giroscópio (Figura 65).



**Figura 65:** Diagrama de blocos de um sistema de controle em modo nivelador de asas.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Na Figura 65, a função de transferência aproximada do ângulo de rolamento com relação à deflexão do *aileron* é modelada como um sistema de segunda ordem (vide equação (97)). À semelhança do modo de retenção de arfagem, um método mais eficaz para se controlar o ângulo de rolamento é implementar uma realimentação tacométrica (Figura 66). Neste sistema de controle, o ângulo de rolamento é medido por um giroscópio, enquanto a velocidade angular  $p$  é medida por um girômetro.

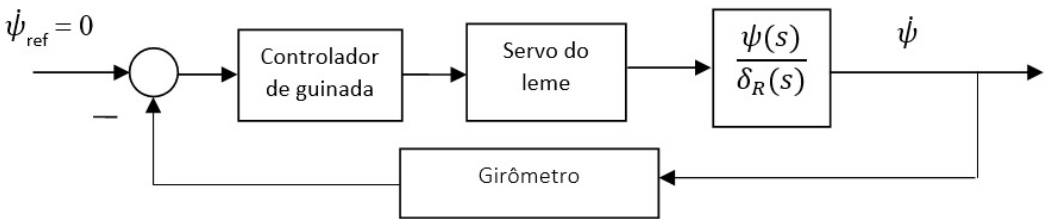


**Figura 66:** Diagrama de blocos de um sistema de controle em modo nivelador de asas com realimentação tacométrica.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 6.5.4 Modo Amortecedor de Guinada

O amortecedor de guinada é um sistema de controle direcional que visa aumentar a estabilidade direcional do VANT. O atuador empregado nesta malha é o leme, e o dispositivo de medição, um girômetro. Qualquer perturbação no ângulo de guinada ( $\psi$ ) é amortecida, de forma que a taxa (isto é, derivada) do ângulo de guinada tende a zero (Figura 67).



**Figura 67:** Diagrama de blocos de um sistema de controle em modo amortecedor de guinada.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A FT aproximada do ângulo de guinada com relação à deflexão do leme já foi introduzida na equação (99). Ao se comparar esta função de transferência com a forma padrão de um sistema dinâmico de segunda ordem (ou seja, a equação (54)), obtém-se:

$$s^2 - sN_r + N_\beta = s^2 + 2\xi\omega_n + \omega_n^2 \tag{115}$$

Consequentemente:

$$\omega_n = \sqrt{N_\beta} \tag{116}$$



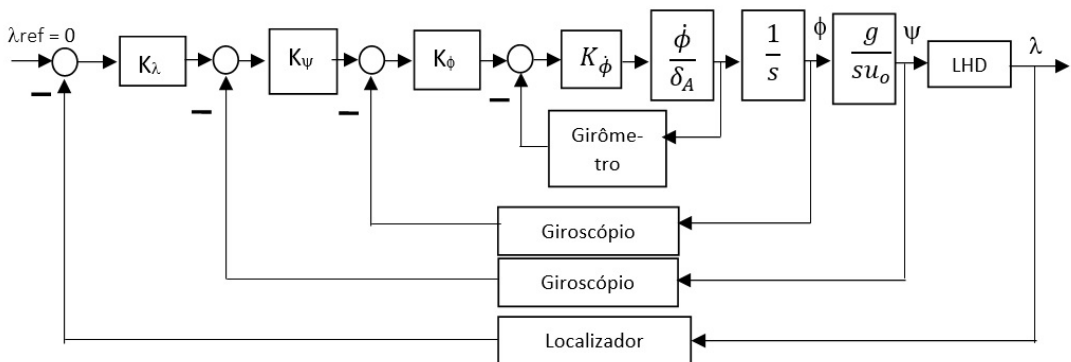
$$\xi = -\frac{N_r}{2\omega_n} = -\frac{N_r}{2\sqrt{N_\beta}} \quad (117)$$

Um requisito comum do modo amortecedor de guinada é garantir um coeficiente de amortecimento  $0,35 < \xi < 1$ , e uma frequência natural de ressonância  $0,1 < \omega_n < 1$  rad/s. Esses dois objetivos podem ser atingidos, projetando-se um sistema de controle realimentado, em que a deflexão do leme seja proporcional à taxa de guinada, isto é:

$$\delta_R = -k\dot{\psi} \quad (118)$$

## 6.5.5 Modo Pouso Automático

O modo de pouso automático funciona com base em dois componentes principais: um localizador e um transmissor de rampa de planeio (*glide slope*). O localizador é um instrumento de navegação utilizado para guiar o VANT ao longo do eixo longitudinal da pista de pouso. Ele é um transmissor dotado de um conjunto de antenas horizontais, e que é instalado, em geral, na extremidade oposta da pista. O modo de pouso automático com retenção do localizador gera um comando que objetiva anular o erro no ângulo do localizador ( $\lambda$ ). Para que a direção e o ângulo de rampa de descida desejados para o VANT sejam obtidos, todas as três superfícies de controle (*aileron*, profundor e leme) são utilizadas. A Figura 68 ilustra o diagrama de blocos principal do sistema de pouso automático, onde LHD representa a dinâmica do modo de retenção do localizador. A tarefa do projetista do sistema de controle é determinar os valores dos ganhos  $K_\lambda$ ,  $K_\psi$ ,  $K_\phi$  e  $K_{\dot{\phi}}$ , de modo a satisfazer os requisitos de projeto.



**Figura 68:** Diagrama de blocos de um sistema de controle em modo pouso automático com retenção do localizador.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



### 6.5.6 Modo Coordenador de Curva

Uma curva é uma manobra de voo que objetiva alterar o ângulo de guinada ( $\psi$ ) do VANT; ela, contudo, está frequentemente atrelada a uma mudança também no seu ângulo de rolamento ( $\phi$ ). O tipo mais desejado de curva é a chamada “curva coordenada, na qual o raio da curva ( $R$ ) e a velocidade aerodinâmica ( $V$ ) do VANT são mantidos constantes. Este tipo de curva também se caracteriza por apresentar força lateral aerodinâmica ( $Y$ ) nula, isto é, não há glissada ou derrapagem do VANT. Nesse cenário, a componente horizontal da sustentação ( $L$ ) é igual à força centrífuga, enquanto a componente vertical, ao peso do veículo ( $W$ ):

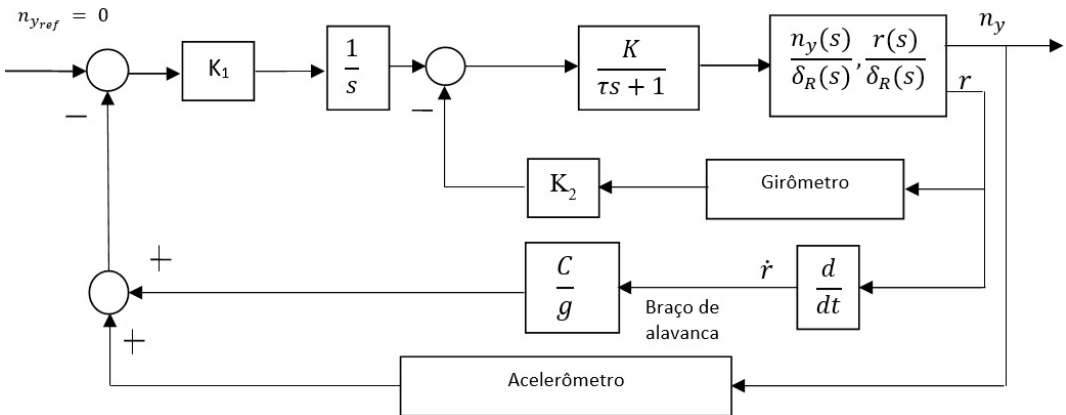
$$L \sin \phi = m \frac{V^2}{R} \tag{119}$$

$$L \cos \phi = W \tag{120}$$

A relação entre a sustentação e o peso da aeronave é chamada de fator de carga ( $n$ ):

$$n = \frac{L}{W} \tag{121}$$

O modo coordenador de curva nada mais é do que um sistema de controle lateral que objetiva, em geral, anular o fator de carga lateral do VANT,  $n_y$ . Existem várias configurações para um coordenador de curva; a maioria inclui uma realimentação interna (amortecedor de guinada) e uma externa, que emprega medições de um acelerômetro (Figura 69).



**Figura 69:** Diagrama de blocos de um sistema de controle em modo coordenador de curva.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



Conforme mostrado na Figura 69, existem três realimentações (fator de carga lateral,  $n_y$ ; velocidade angular,  $r$ ; e taxa da velocidade angular,  $\dot{r}$ ) e dois sensores (girômetro e acelerômetro). O parâmetro “ $C$ ” na realimentação externa representa o braço de alavanca devido à instalação física do acelerômetro. Se o acelerômetro estiver localizado no centro de gravidade do VANT, por exemplo, ele deve ser assumido como zero. As funções de transferência da velocidade angular  $r$ , e do fator de carga lateral  $n_y$ , com relação à deflexão do leme  $\delta_R$  são dadas por (Roskam, 2007):

$$\frac{r(s)}{\delta_R(s)} = \frac{VN_{\delta_R}s + (N_{\beta}Y_{\delta_R} - Y_{\beta}N_{\beta})}{Vs^2 + s(VN_r - Y_{\beta}) + (Y_{\beta}N_r + VN_{\beta} - Y_rN_{\beta})} \quad (122)$$

$$\frac{n_y(s)}{\delta_R(s)} = \frac{VY_{\delta_R}s^2 + s(Y_rN_{\delta_R} - Y_{\delta_R}N_r) + (N_{\beta}Y_{\delta_R} - N_{\delta_R}Y_{\beta})}{gVN_{\delta_R}s + (N_{\beta}Y_{\delta_R} - N_{\delta_R}Y_{\beta})} \quad (123)$$

onde  $i, j, i \in \{N, Y\}, j \in \{\beta, r, \delta_R\}$  são derivadas de estabilidade ou controle dimensionais, e  $g$  é a aceleração da gravidade.

Quando as funções de transferência acima são conhecidas, o processo de projeto consiste em determinar os dois ganhos  $K_I$  e  $K_2$  que satisfazem os requisitos de coordenação de curva.

## 6.6 TIPOS DE CONTROLADORES

### 6.6.1 Controlador Proporcional-Integral-Derivativo

Uma topologia de controlador clássico (isto é, baseado em funções de transferência) amplamente utilizada no controle de sistemas dinâmicos é o controlador Proporcional-Integral-Derivativo (PID). Neste controlador, três operações são aplicadas ao sinal de erro  $e(t)$ , o qual, conforme já visto, corresponde à diferença entre o valor atual da variável a ser controlada e seu valor de referência: (a) amplificação proporcional ( $K_p$ ); (b) integrativa ( $K_I$ ); e (c) derivativa ( $K_D$ ). Dessa forma, o sinal de controle,  $u(t)$ , no domínio do tempo é:

$$u(t) = K_p e(t) + K_I \int e(t) dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (124)$$

No domínio de Laplace (isto é, em termos da variável  $s$ ), este controlador tem a seguinte função de transferência:



$$G_C(s) = K_p + \frac{K_I}{s} + K_D s \quad (125)$$

Controladores PID são eficazes, de baixo custo, e fáceis de implementar. Por esses motivos, eles são frequentemente usados em pilotos automáticos de VANTs.

## 6.6.2 Controlador Ótimo

A técnica de controle ótimo se baseia na otimização (minimização) de “funções-custo” e/ou “índices de desempenho”, sem levar em consideração, contudo, a existência de perturbações, ruídos ou incertezas no modelo do processo a ser controlado (Anderson; Moore, 2007). O Regulador Linear Quadrático (LQR) é um exemplo de controlador ótimo. No problema LQR, o sistema de interesse tem a forma:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \\ x(0) &= x_0 \end{aligned} \quad (126)$$

Dadas as matrizes  $Q$  e  $R$ , as quais ponderam as variáveis de estado e de entrada, respectivamente, a tarefa do projetista é encontrar o sinal de controle ótimo  $u(t)$ , de modo que a seguinte função-custo quadrática seja minimizada:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (127)$$

A solução para este problema é obtida pela seguinte lei de retroação (ou realimentação) de estados (Figura 70):

$$u = -Kx \quad (128)$$

com:

$$K = R^{-1} B^T P \quad (129)$$

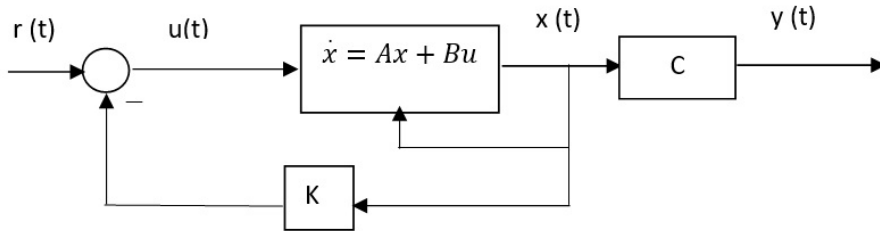
onde  $P$  é uma matriz semi-definida positiva<sup>22</sup>, encontrada como solução à chamada “equação algébrica de Riccati”:

---

<sup>22</sup> Uma matriz semi-definida positiva é uma matriz que possui todos os seus autovalores não negativos, isto é,  $\lambda_i \geq 0$ . Em álgebra linear, uma matriz semi-definida positiva é uma matriz que, em muitos aspectos, é análoga a um número real não-negativo.



$$PA + A^T P + Q - PBR^{-1}B^T P = 0 \quad (130)$$



**Figura 70:** Configuração de controle por retroação de estados.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Com base nesta técnica, os ganhos LQR são calculados e, em seguida, o sistema de controle é projetado. O principal cuidado que deve ser tomado na técnica LQR reside na escolha das matrizes  $Q$  e  $R$ , a qual nem sempre é intuitiva, e depende bastante da experiência prévia do projetista. No MATLAB, o seguinte comando pode ser empregado para se calcular os ganhos de um controlador LQR:  $K = lqr(A, B, Q, R)$ .

O LQR é uma técnica de controle ótimo bastante popular, que já foi empregada, com sucesso, em várias configurações de VANT. O LQR foi usado, por exemplo, na estabilização do helicóptero *RMAX* da Yamaha (Figura 71).

### 6.6.3 Controlador Adaptativo

Uma lei de controle adaptativo bastante eficaz para modelos dinâmicos variáveis no tempo, é o chamado “escalamento de ganhos”, segundo a qual, os ganhos do controlador são variados conforme o modelo dinâmico também varia. Alguns exemplos de situações que causam variações nos parâmetros do modelo de VANTs são:

- Quando o combustível é queimado rapidamente, o peso do veículo e seu centro de gravidade variam;
- Quando o número de Mach do voo muda, o modelo aerodinâmico varia;
- Quando a altitude de voo muda, a potência/empuxo do motor variam significativamente;
- Quando a velocidade aerodinâmica, altitude, e centro de gravidade do veículo mudam, as derivadas de estabilidade e controle também variam.

A estratégia de projeto, para cada um desses casos, começa determinando-se um ganho inicial para o controlador escolhido (PID, LQR, ou qualquer outra técnica). Em seguida, os



ganhos são escalonados com base em parâmetros tais como o tempo, altitude, e número de Mach (Tabela 26). Para atingir esse objetivo, as equações diferenciais não-lineares do veículo são linearizadas em várias condições de voo (englobadas no envelope de voo desejado) de forma a se obter vários modelos lineares (um para cada ponto de equilíbrio).



**Figura 71:** Helicóptero não-tripulado RMAX da Yamaha. Créditos: Gtuav - Trabalho próprio, CC BY-SA 3.0. Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2014).

**Tabela 26:** Escalonamento de ganhos para um voo longo.

Pontos de Equilíbrio	Condições de Voo de Cruzeiro	Ganhos PID	Massa do VANT (kg) e Posição Relativa do CG em função da MAC
1	V = 120 nós	0,1; 1,2; 0,01	1200 kg; 0,26
2	V = 120 nós	0,1; 1,4; 0,02	1100 kg; 0,23
3	V = 120 nós	0,15; 1,7; 0,015	1000 kg; 0,18
4	V = 150 nós	0,2; 0,8; 0,015	1200 kg; 0,26
5	V = 150 nós	0,2; 1,1; 0,01	1100 kg; 0,23
6	V = 150 nós	0,25; 1,4; 0,03	1000 kg; 0,18

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



A técnica de escalonamento de ganhos foi implementada, com sucesso, no quadricóptero *STARMAC*, visando aumentar sua controlabilidade na realização de manobras acrobáticas (Kendoul, 2012).

## 6.6.4 Controlador Robusto

A técnica de controle robusto conhecida como  $H_\infty$  pode ser aplicada a qualquer sistema linear (ou linearizado). Nesta abordagem, e diferentemente do controle ótimo, não apenas a otimização é empregada, mas também se consideram as perturbações, ruídos e incertezas do modelo ( $w$ ). Seja um sistema dinâmico descrito pelas seguintes equações em espaço de estados:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B_1 w + B_2 u \\ z &= C_1 x + D_{12} u \\ y &= C_2 x + D_{21} w \end{aligned} \quad (131)$$

O objetivo principal é projetar um sinal de controle,  $u = K(s)y$ , tal que a norma infinita da função de transferência em malha fechada da perturbação,  $w$ , para a saída,  $z$ , seja menor que um número positivo  $\gamma$ . Tal FT é dada por:

$$T_{zw}(s) = G_{11} + G_{12} K (I - G_{22} K)^{-1} G_{21} \quad (132)$$

onde  $I$  é a matriz identidade, e:

$$G(s) = \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} \\ G_{21} & G_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & D_{12} \\ D_{21} & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \end{bmatrix} (sI - A)^{-1} \begin{bmatrix} B_1 & B_2 \end{bmatrix} \quad (133)$$

O controlador (solução) robusto é dado pela função de transferência:

$$K(s) = -F (sI - \hat{A})^{-1} ZL \quad (134)$$

com:

$$F = -B_2^T X \quad (135)$$

$$L = -Y C_2^T \quad (136)$$



$$Z = \left( I - \frac{1}{\gamma^2} YX \right)^{-1} \quad (137)$$

$$\hat{A} = A + \frac{1}{\gamma^2} B_1 B_1^T X + B_2 F + Z L C_2 \quad (138)$$

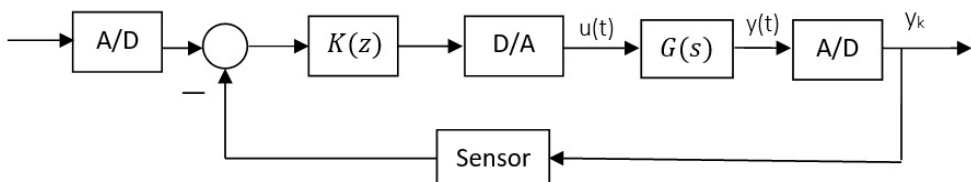
onde e  $X$  e  $Y$  são soluções de um par de equações algébricas de Ricatti.

A estrutura de controle implementada no helicóptero *R-50* da Yamaha é baseada em controle robusto em cascata (Kendoul, 2012). Sua malha interna do tipo MIMO estabiliza a atitude do helicóptero, enquanto quatro controladores externos e independentes, do tipo SISO, são responsáveis pelo rastreamento da trajetória (sistema de guiamento).

## 6.6.5 Controlador Digital

No início da era dos pilotos automáticos, todos os aspectos dos sistemas de voo eram analógicos, incluindo o controlador. Com a chegada dos computadores e microprocessadores, na década de 1970, os VANTs modernos passaram a se valer do chamado “controle digital”. O controle digital é um ramo da teoria de controle que emprega computadores/microprocessadores para atuar como controladores de voo. Uma vez que os dispositivos digitais aceitam apenas sinais digitais, um amostrador (uma espécie de chave eletrônica) é necessário para se obter as amostras discretizadas do sinal analógico contínuo. As amostras têm sempre formato binário, isto é, zero (0) ou um (1).

Normalmente, um sistema de controle digital consiste em três elementos principais: (a) um conversor Analógico-Digital (A/D), para converter a entrada analógica em formato digital para o computador; (b) um conversor Digital-Analógico (D/A), para converter a saída digital do computador em formato analógico para a planta; e (c) um controlador digital (computador, microprocessador, ou Controlador Lógico Programável (CLP)). O controlador digital é implementado usando códigos (*softwares*). O esquema de um sistema de controle digital é mostrado na Figura 72.



**Figura 72:** Sistema de controle digital.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



Em um sistema discreto (digital), a transformada de Laplace é substituída pela “transformada  $z$ ”. A relação entre a variável  $s$  e a variável  $z$  é:

$$z = e^{sT} \quad (139)$$

onde  $T$  é o tempo de amostragem (geralmente inferior a 0,01 segundos). Uma aproximação da função exponencial  $e^{sT}$ , referida como transformação bilinear ou aproximação de Tustin, permite reescrever a equação (139) como:

$$s = \frac{2}{T} \frac{z-1}{z+1} \quad (140)$$

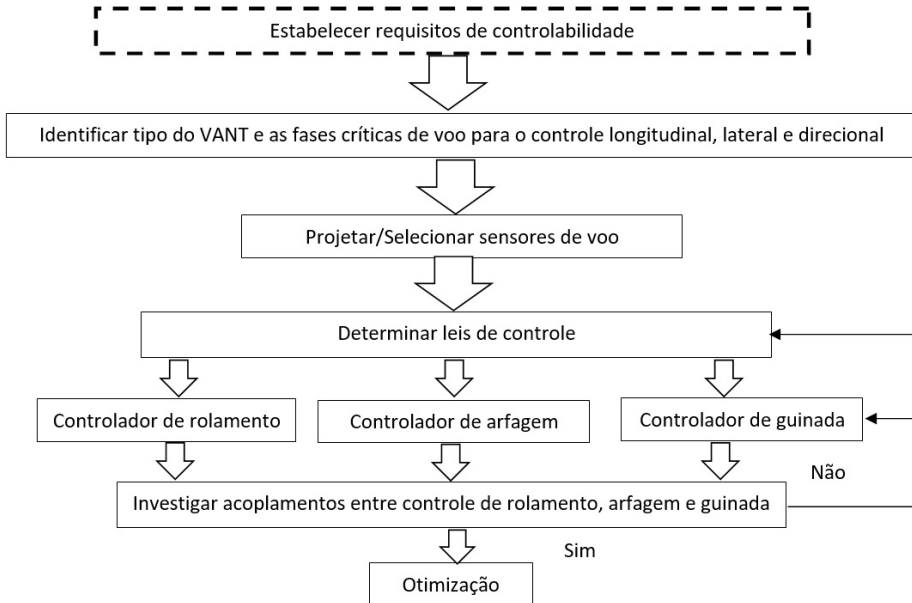
Em controle digital, um equivalente discreto aproximado para cada função de transferência envolvida (planta, sensor e controlador) deve ser obtido por esta técnica de transformação. Como a taxa de amostragem (inverso do tempo de amostragem,  $T$ ) é, em geral, grande, tal aproximação se torna bastante precisa na maioria das aplicações.

## 6.7 PROCESSO DE PROJETO DO SISTEMA DE CONTROLE

Dentre os quatro subsistemas de um piloto automático (comando, controle, guiamento e navegação), o subsistema de controle é o mais desafiador em termos de projeto. A Figura 73 ilustra o fluxograma do seu processo de projeto.

Em geral, os requisitos de desempenho do sistema de controle são: (a) estabilidade do sistema; (b) rastreamento das referências; (c) rejeição de perturbações; (d) atenuação de ruídos; e (e) redução da energia usada nos atuadores. O elemento principal de um sistema de controle é o controlador, o qual deve ser projetado de forma a atender requisitos de desempenho específicos, a saber: (a) resposta rápida; (b) pequena ultrapassagem; (c) erro nulo em regime permanente; (d) baixo coeficiente de amortecimento; (e) pequeno tempo de subida; e (f) pequeno tempo de acomodação. No entanto, nem todos os controladores são capazes de satisfazer a todos esses requisitos.

A Tabela 27, por exemplo, elenca deficiências típicas de sistemas de controle, e controladores adequados para compensá-las. De forma geral, tais deficiências são observadas quando o sistema é submetido a uma entrada do tipo degrau unitário. A seleção do tipo de controlador mais adequado para cada sistema de controle é função de muitos parâmetros, incluindo os requisitos gerais de projeto, missão do VANT, custo e eficácia.



**Figura 73:** Processo de projeto do sistema de controle.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 27:** Deficiências típicas de sistemas de controle e controladores adequados.

Deficiência	Controlador/Técnica Adequado(a)
Erro em regime permanente não-nulo	Proporcional-Integral (PI)
Máxima ultrapassagem elevada; tempo de subida elevado; tempo de acomodação elevado; largura de banda insuficiente	Proporcional-Derivativo (PD)
Erro em regime permanente não-nulo; máxima ultrapassagem elevada; tempo de subida elevado	Proporcional-Integral-Derivativo (PID)
Resposta lenta	Avanço de fase
Resposta rápida	Atraso de fase
Coeficiente de amortecimento pequeno (oscilação excessiva)	Realimentação tacométrica
Sensibilidade elevada a ruídos e perturbações	Filtro <i>washout</i>
Modo indesejado	Cancelamento de polo-zero
Polo em local indesejado	Alocação de polos
Resposta não-ótima	Ótimo
Incertezas de modelo envolvidas	Robusto

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

# CAPÍTULO 7

## Projeto do Sistema de Guiamento



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Discutir o processo de guiamento de Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs);
2. Analisar os elementos do sistema de guiamento;
3. Projetar um sistema de guiamento com base em um conjunto de requisitos de missão;
4. Selecionar e implementar uma lei de guiamento para satisfazer os requisitos de projeto;
5. Analisar sistemas de detecção e desvio;
6. Analisar características de voos em formação;
7. Implementar o planejamento de trajetórias;
8. Analisar características de radares detectores empregados em missões de guiamento;
9. Discutir técnicas e tecnologias de guiamento atuais;
10. Analisar características de manobrabilidade de VANTs.

### 7.1 INTRODUÇÃO

Uma das principais funções de um piloto automático é guiar o VANT ao longo de uma trajetória pré-determinada. O subsistema do piloto automático que determina tal trajetória, e mantém o VANT dentro da mesma, é o sistema de guiamento. Tal sistema pode ser visto como o “motorista” do VANT, o qual executa funções de planejamento da trajetória e tomada de decisões, de forma a cumprir uma missão de voo atribuída.

A maioria dos VANTs são concebidos para seguir uma trajetória fixa. No entanto, existem algumas classes de VANTs, principalmente os militares, cuja missão é seguir um alvo em movimento. Em ambos os casos, a geração da trajetória de referência é a função primária do sistema de guiamento. Um VANT, por meio dos seus sistemas de guiamento e controle, deve gerar os comandos de direção e consequentes deflexões das superfícies de controle, de forma a ajustar adequadamente seu caminho ao longo da trajetória de voo de referência.

Uma aplicação importante do sistema de guiamento é na “detecção e desvio” de obstáculos. Tal capacidade (ou melhor, falta dela) é a principal razão pela qual o uso generalizado de VANTs em espaço aéreo civil ainda é limitado. Soluções atuais incluem o

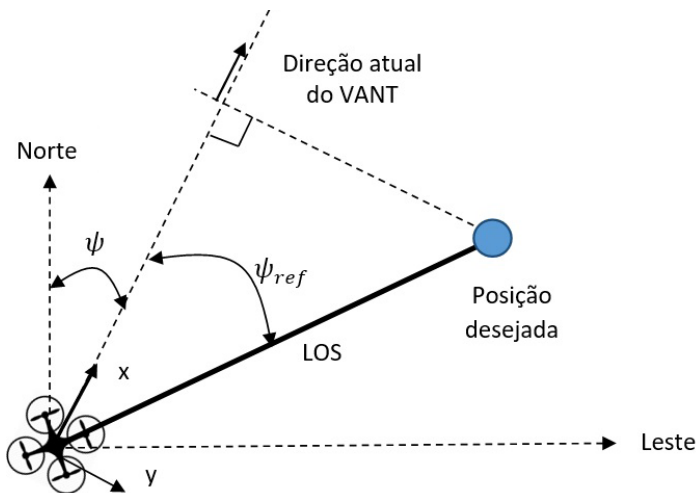


uso de sensores (por exemplo, radares) para detecção de ameaças de colisão, os quais, no entanto, requerem elevado consumo de energia elétrica, e são pesados. Soluções alternativas incluem o uso de visão de máquina (por exemplo, câmeras), o que reduz a necessidade de energia, às custas, porém, de uma elevada demanda computacional.

## 7.2 FUNDAMENTOS

Conforme já visto, o piloto automático de um VANT é composto por quatro subsistemas: (a) comando; (b) navegação; (c) controle; e (d) guiamento (Figura 42). Exemplos de situações práticas que dependem inteiramente do subsistema de guiamento incluem:

- Alcance de uma posição desejada, via alteração da trajetória atual (Figura 74);
- Localização de um alvo fixo, para fins de imageamento aéreo;
- Rastreamento de um alvo terrestre em movimento;
- Acompanhamento da trajetória de um VANT líder (pelo VANT seguidor).



**Figura 74:** Caso em que o sistema de guiamento é necessário.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

O subsistema de guiamento é composto por quatro elementos principais: (a) dispositivo de medição/sensoriamento (por exemplo, radar detector); (b) lei de guiamento; (c) *hardware* (por exemplo, processador); (d) *software*/programação. Existem várias leis de guiamento e várias categorias de sistemas de guiamento. Dentre as categorias, destacam-se (a) guiamento por Linha de Visada (LOS); (b) guiamento por navegação (usando por



exemplo, navegação inercial, Sistema de Navegação Global por Satélites (GNSS)); e (c) guiamento terminal (usando por exemplo, radar, infravermelho e televisão). Já as leis de guiamento típicas incluem: (a) colisão; (b) Navegação Proporcional (PN); (c) curso constante do feixe; (d) perseguição; (e) guiamento por três pontos; (f) controle ótimo; (g) liderança; (h) ângulo de avanço; (i) predefinido.

Os principais elementos que compõem um sistema de guiamento de VANT para rastreamento de alvos em movimento, em particular, são ilustrados na Figura 75. A Tabela 28, por sua vez, sumariza as variáveis de estado e de controle que cada subsistema (comando, navegação, controle e guiamento) recebe e produz. Conforme pode ser visto, as duas entradas para o sistema de guiamento são: (a) LOS e/ou distância do alvo (fornecido pelo rastreador); e (b) a posição do VANT (fornecida pelo sistema de navegação). A saída do sistema de guiamento é um comando de velocidade/aceleração angular ( $n_c$ ), ou a atitude de referência propriamente dita ( $\phi_c, \theta_c, \psi_c$ ). O ponto de menor aproximação entre o VANT e o alvo é conhecido como distância de falha (*miss distance*).

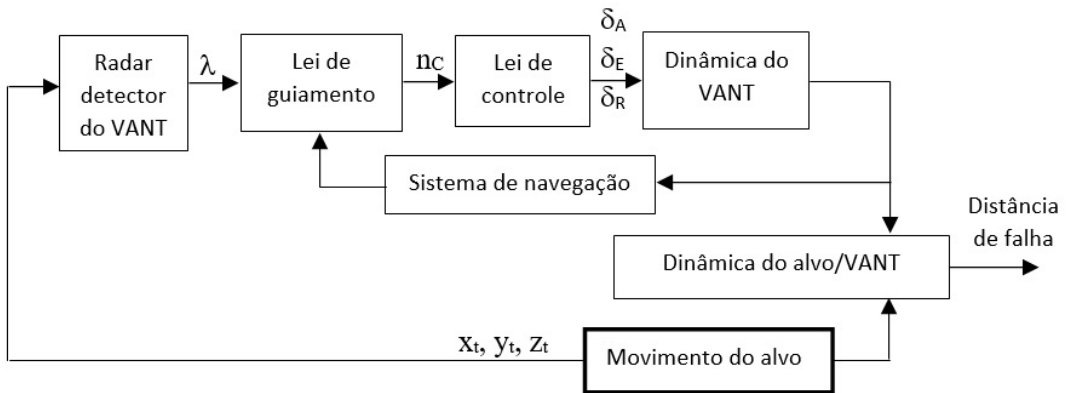


Figura 75: Principais subsistemas de um sistema de guiamento de VANT com alvo móvel.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Tabela 28: Variáveis de voo e de controle dos quatro subsistemas.

Subsistema	Entrada	Saída
Subsistema de comando	$x, y, z$	$V_t, \gamma, \psi, r$
Subsistema de navegação	$u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi$	$x, y, z, V_t$
Subsistema de guiamento	VANT: $x, y, z$ Alvo: $x_t, y_t, z_t$	$n_{cx}, n_{cy}, n_{cz}$ (ou $\phi_c, \theta_c, \psi_c$ )
Subsistema de controle	$n_{cx}, n_{cy}, n_{cz}$ (ou $\phi_c, \theta_c, \psi_c$ )	$\delta_T, \delta_E, \delta_A, \delta_R$
Modelo dinâmico do VANT	$\delta_T, \delta_E, \delta_A, \delta_R$	$\alpha, \gamma, \phi, \beta, v, p, q, r$

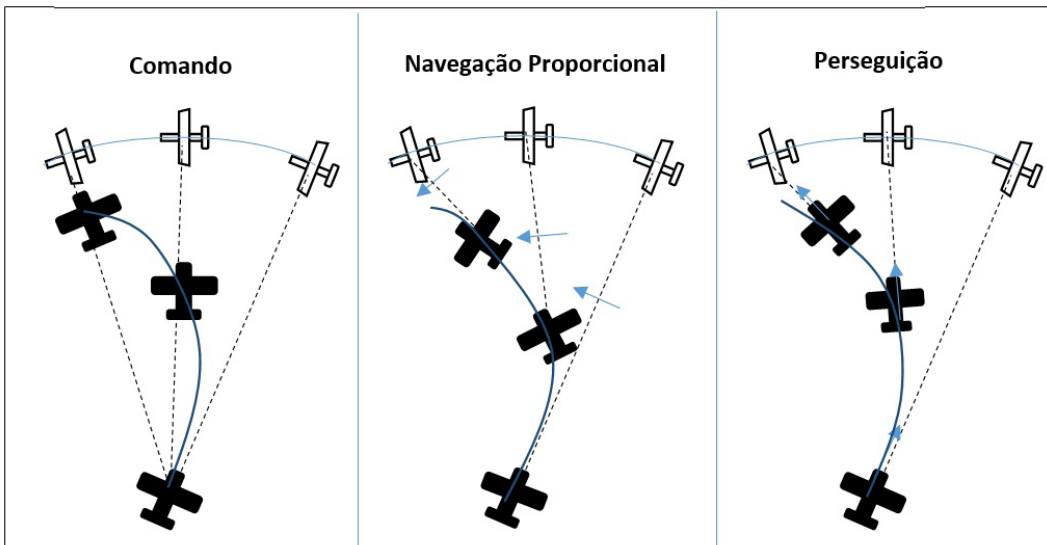
Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



## 7.3 LEIS DE GUIAMENTO

Um VANT autônomo é guiado com base em uma determinada “lei de guiamento”, a qual pode ser classificada como clássica ou moderna. As leis de guiamento clássicas são projetadas com base em ideias bastante simples, e têm sido empregadas em mísseis há várias décadas, de forma bem sucedida. Quatro leis de guiamento clássicas para VANTs são: (a) guiamento por comando (ou, por LOS); (b) guiamento PN; (c) perseguição; e (d) guiamento por pontos de rota (*waypoints*). As leis de guiamento modernas, por outro lado, são derivadas da teoria de controle ótimo, jogos diferenciais e teoria da perturbação singular.

O princípio básico da lei de guiamento por comando é guiar o VANT de forma a mantê-lo sempre próximo da linha imaginária que conecta o alvo à Estação de Controle Terrestre (GCS), chamada de linha de visada (ou de rastreo). Já na lei de guiamento PN, o VANT é comandado a girar a uma taxa proporcional à velocidade angular da Linha de Visada (LOS) imaginária que conecta o VANT ao alvo. A ideia básica da lei de guiamento por perseguição, por sua vez, é manter o VANT sempre apontado para o alvo. A Figura 76 ilustra uma representação gráfica dessas três leis de guiamento clássicas, comparando as trajetórias de voo de um VANT que tem como alvo, outro veículo.



**Figura 76:** Representação gráfica de três leis de guiamento clássicas.

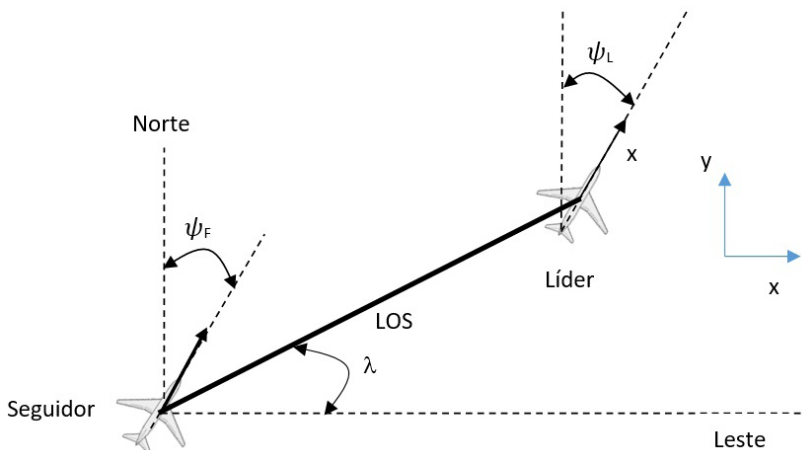
Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



No guiamento por pontos de rota (*waypoints*), diferentemente das leis anteriores, o VANT não é guiado para seguir um alvo móvel, mas sim, uma trajetória fixa definida por uma série de *waypoints*. Dentre essas quatro leis clássicas, o guiamento por pontos de rota é o mais popular em VANTs. A vantagem da lei de guiamento por pontos de rota reside na facilidade de implementação/obtenção dos dados necessários (medições dos sensores), uma vez que milhares de *waypoints* podem ser facilmente programados no *software* de planejamento da trajetória do VANT.

## 7.4 LEI DE GUIAMENTO POR COMANDO

Conforme mencionado, o princípio básico da lei de guiamento por comando (também conhecida como lei de guiamento por LOS) é manter o VANT próximo à linha que une o alvo à Estação de Controle Terrestre (GCS), chamada de linha de visada (ou de rastreo). A lei de guiamento por comando foi originalmente definida para interceptação de mísseis. No entanto, uma adaptação adequada desta lei é possível para um voo de VANTs em formação, somando-se a ela, a capacidade de detecção e desvio de obstáculos. Isso pode ser implementado, assumindo-se que o objetivo do VANT seguidor é estar a uma distância segura, atrás ou ao lado do VANT líder (Figura 77).



**Figura 77:** Rastreamento de um VANT líder por um VANT seguidor.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Conforme indicado na Figura 77, o ângulo de visada ( $\lambda$ ) entre os VANTs líder e seguidor pode ser facilmente determinado como segue:



$$\lambda = \tan^{-1} \left( \frac{y_L - y_F}{x_L - x_F} \right) \quad (141)$$

onde  $x_L$  e  $x_F$  representam as coordenadas dos VANTs líder e seguidor, respectivamente, ao longo do eixo  $x$ ; e  $y_L$  e  $y_F$ , suas coordenadas ao longo do eixo  $y$ . É importante observar que o ângulo de visada ( $\lambda$ ) não corresponde à diferença entre os ângulos de guinada dos VANTs líder ( $\psi_L$ ) e seguidor ( $\psi_F$ ).

A distância instantânea entre os VANTs líder e seguidor é dada por:

$$D_{LF} = \sqrt{(y_L - y_F)^2 + (x_L - x_F)^2} \quad (142)$$

A taxa do ângulo de visada instantânea pode ser calculada tomando-se a derivada da equação (141), a saber:

$$\dot{\lambda} = \frac{V_{LF_y}(x_L - x_F) - V_{LF_x}(y_L - y_F)}{D_{LF}^2} \quad (143)$$

onde  $V_{LF_x}$  e  $V_{LF_y}$  são as componentes da velocidade relativa, dadas por:

$$V_{LF_x} = \dot{x}_L - \dot{x}_F \quad (144)$$

$$V_{LF_y} = \dot{y}_L - \dot{y}_F \quad (145)$$

Na lei de guiamento por comando, a velocidade do VANT seguidor, perpendicular (normal) à linha de rastreamento ( $V_{F_n}$ ), deve ser proporcional à taxa do ângulo de visada nesse ponto, isto é:

$$V_{F_n} = D_{LF} \dot{\lambda} \quad (146)$$

A lei de guiamento por comando, para um voo em formação bem-sucedido, deve sempre ser empregada em conjunto com a função de “detecção e desvio”. Assim, o VANT estará sempre na linha de rastreamento, ao mesmo tempo em que se mantém afastado do VANT líder. A saída da lei de guiamento por comando é uma referência em termos de ângulos de rolamento, arfagem e guinada (a serem encaminhados para o subsistema de controle); enquanto a saída da função de “detecção e desvio” é uma referência para o acelerador do motor, de forma a ajustar a distância do VANT seguidor com relação ao VANT líder. De forma geral, o desempenho da lei de guiamento por comando, em



voos em formação, aumenta à medida em que a manobrabilidade (no curto prazo) e a velocidade dos VANTs diminuam.

## 7.5 LEI DE GUIAMENTO PN

A Navegação Proporcional (PN) é a lei de guiamento mais usada em VANTs visando o rastreamento de alvo móveis<sup>23</sup>. Ela foi originalmente concebida para aplicações de interceptação de mísseis teleguiados; contudo, ela pode ser adequadamente adaptada ao guiamento de VANTs em voo de formação, desde que a função de “detecção e desvio” também seja implementada.

Na lei de guiamento PN, o VANT é comandado a girar a uma taxa proporcional, e na mesma direção, à velocidade angular do ângulo de visada:

$$\omega_C = N\dot{\lambda} \quad (147)$$

onde  $N$  é um ganho adimensional escolhido pelo projetista (geralmente na faixa de 2 a 5), conhecido como a taxa de navegação efetiva.

A aceleração perpendicular (normal ou centrípeta) comandada ( $a_C$ ), por sua vez, é dada por (Zarchan, 2013):

$$a_C = \omega_C V_C \quad (148)$$

onde  $V_C$  é a velocidade de aproximação, definida como o negativo da taxa de separação entre os VANTs líder e seguidor:

$$V_C = -\frac{V_{LF_x}(x_L - x_F) + V_{LF_y}(y_L - y_F)}{D_{FL}} \quad (149)$$

A aceleração comandada é frequentemente expressa de forma adimensional, dividindo-se a mesma pelo valor da aceleração da gravidade ( $g$ ):

$$n_C = \frac{a_C}{g} \quad (150)$$

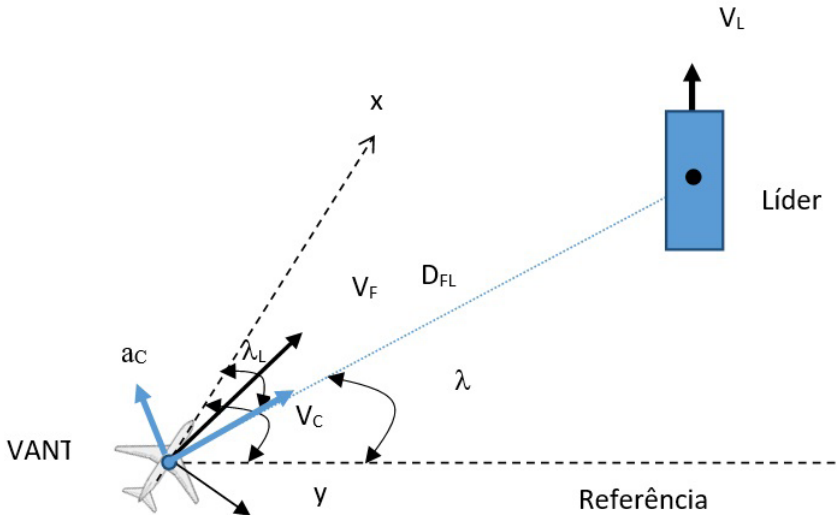
---

<sup>23</sup> Observe que a lei de guiamento PN não tem nenhuma relação com o subsistema de navegação do VANT. O nome “navegação proporcional” advém de décadas passadas, onde os conceitos de guiamento e navegação de veículos aéreos ainda se confundiam.



Na prática, a aceleração comandada pode ser convertida para o sistema de coordenadas do corpo do VANT (por exemplo, eixo  $y$ ), conhecendo-se o chamado “ângulo de avanço” ( $\lambda_L$ ), definido na Figura 78:

$$n_c = \frac{\omega_c V_c}{g \cos \lambda_L} \quad (151)$$



**Figura 78:** Geometria de engajamento entre VANTs líder e seguidor.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

De forma geral, existem duas classes de guiamento PN: puro e verdadeiro. O guiamento PN puro aplica a aceleração comandada de forma perpendicular ao vetor velocidade do VANT seguidor ( $V_F$ ), enquanto o guiamento PN verdadeiro, à linha de rastreio (LOS). Em aplicações práticas, a implementação de um vetor de aceleração perpendicular à linha de rastreio, conforme exigido pela lei PN verdadeira, é bastante desafiadora.

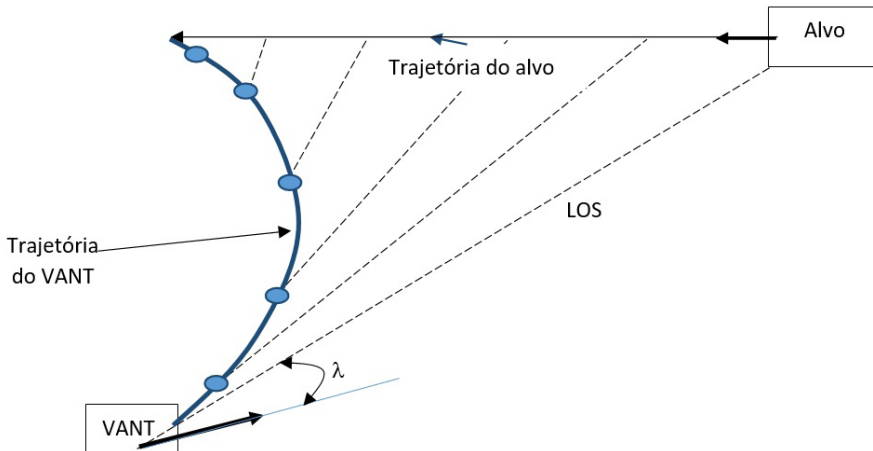
## 7.6 LEI DE GUIAMENTO POR PERSEGUIÇÃO

A ideia básica do guiamento por perseguição é manter o VANT seguidor (ou perseguidor) apontado diretamente para o alvo (em geral, um VANT líder). Um ângulo de guinada direto do VANT seguidor com relação ao alvo é mantido, fazendo-se o ângulo entre o eixo longitudinal ( $x$ ) do seguidor e a linha de rastreio tender a zero. Isso é possível, comandando o VANT seguidor a girar a uma taxa igual à taxa do ângulo de visada, isto é,



$\omega_c = \dot{\lambda}$  (Zarchan, 2013). A Figura 79 ilustra a trajetória de um VANT com guiamento por perseguição, em busca de um alvo em movimento.

A lei de guiamento por perseguição não é eficaz contra alvos que se movem rapidamente, pois, em geral, ela culmina em um cenário de “perseguição de cauda”, a qual demanda muita energia por parte do VANT seguidor. A maior vantagem da lei de guiamento por perseguição está em sua simplicidade, já que apenas o ângulo de visada e sua taxa precisam ser medidos.



**Figura 79:** Guiamento por perseguição.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

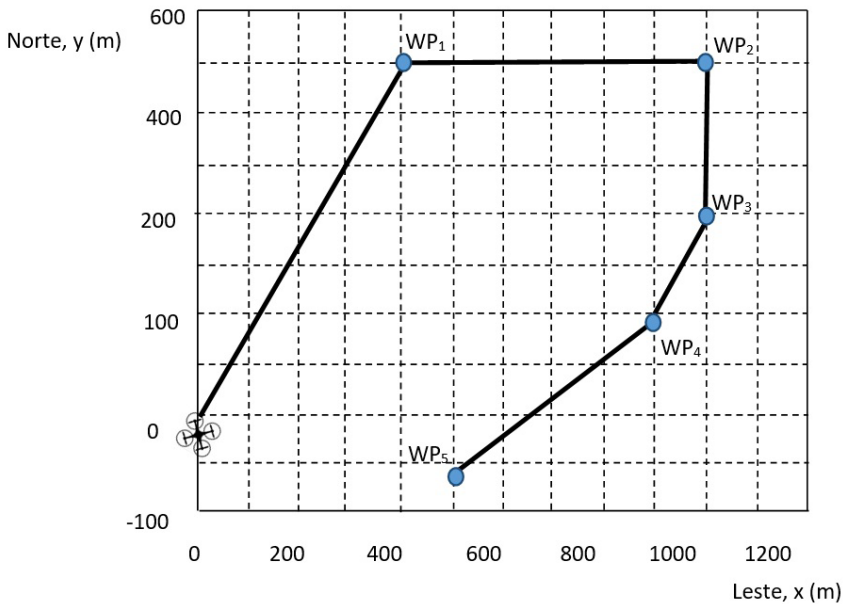
A lei de guiamento por perseguição pode ainda ser classificada como: (a) perseguição pura; e (b) perseguição avançada. A perseguição pura faz com que o VANT aponte exatamente para o alvo, enquanto a perseguição avançada faz com que o VANT aponte para um ponto ligeiramente à frente do alvo. A ideia por trás da perseguição avançada é aproveitar o conhecimento da direção de movimentação do alvo para facilitar uma eventual interceptação.

## 7.7 LEI DE GUIAMENTO POR PONTOS DE ROTA

Pontos de rota (ou *waypoints*) são conjuntos de coordenadas que identificam um ponto no espaço tridimensional. Na lei de guiamento por pontos de rota, o VANT é guiado ao longo de uma trajetória definida por uma série de *waypoints* pré-estabelecidos. Para permitir que o subsistema de controle do VANT o estabilize adequadamente, o sistema de guiamento deve gerar uma trajetória tridimensional, isto é, deve definir pontos de rota



ao longo dos três eixos (norte, leste e vertical) do sistema de coordenadas de navegação (NED). Já em uma missão de voo horizontal bidimensional, o sistema de guiamento só necessita gerar uma trajetória ao longo dos eixos coordenados norte e leste. A Figura 80 ilustra uma amostra de cinco pontos de rota atribuídos e uma trajetória bidimensional definida a partir deles.



**Figura 80:** Pontos de rota pré-definidos e trajetória desejada.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

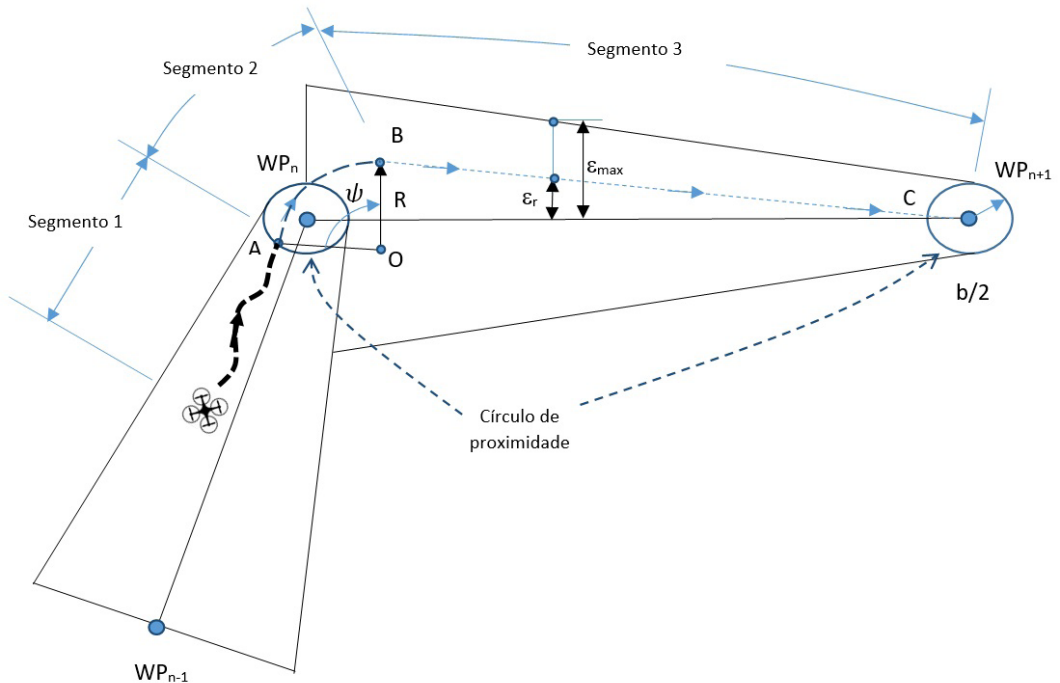
### 7.7.1 Tipos de Guiamento por Pontos de Rota

No que concerne à trajetória definida pelos *waypoints* designados, existem dois tipos de leis de guiamento por pontos de rota: (a) método “direto para o *waypoint*” (DTW); e (b) método “rastreamento do *waypoint*” (TTW). A abordagem DTW gera comandos de guinada para o VANT com base na diferença angular entre o ponto de rota e o veículo, o que faz com que o mesmo busque atingir o ponto de rota seguindo uma linha reta que começa na sua posição atual. Já no método TTW, o objetivo é seguir o caminho entre os *waypoints*. Neste método de guiamento, o sistema de controle busca minimizar o erro lateral entre a trajetória de voo desejada e a direção do VANT, via comandos de guinada. Na prática, a abordagem TTW adiciona uma restrição adicional (minimização do erro lateral) à trajetória de voo que o VANT deve seguir para alcançar o *waypoint*, ao invés de simplesmente alcançar o *waypoint*.



## 7.7.2 Segmentos de uma Trajetória Horizontal (Nivelada)

Existem três segmentos principais caracterizados na lei de guiamento por pontos de rota: (a) aproximação de um *waypoint*; (b) contorno do *waypoint*; e (c) voo direto do final da curva atual até o início da próxima curva. Tais segmentos são identificados na Figura 81, e melhor detalhados a seguir:



**Figura 81:** Segmentos do guiamento por pontos de rota.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

- Segmento 1 – Aproximação de um *waypoint*:** Na primeira fase, o VANT voa (em linha reta) em direção a um ponto de rota inicial, e se prepara para girar em torno do mesmo. Como regra básica, assume-se que o VANT atinge o *waypoint* quando ele entra na região circular (círculo de aceitação ou círculo de proximidade) centrada no *waypoint*, e com raio igual ao dobro da “distância de proximidade” ( $b/2$ ) definida. A distância de proximidade (por exemplo, 5 m) é determinada com base nas restrições da dinâmica e estrutura do veículo. Na Figura 81, este segmento é identificado pela linha pontilhada antes do ponto A;



- **Segmento 2 – Contorno do *waypoint*:** Nesta fase, o VANT contorna o ponto de rota inicial ( $WP_n$ ) em direção ao próximo ponto de rota ( $WP_{n+1}$ ). A curva começa quando a distância do veículo ao ponto de rota  $WP_n$  (ponto A) é igual ou menor à distância de proximidade ( $b/2$ ), e termina quando o eixo longitudinal do veículo está alinhado com a linha que aponta para o próximo ponto de rota, ou seja,  $WP_{n+1}$ . Esta curva parcial é caracterizada por quatro parâmetros: (a) velocidade aerodinâmica ( $V$ ); (b) raio da curva ( $R$ ); (c) variação do ângulo de guinada ( $\Delta\psi$ ); e (d) ângulo de rolamento ( $\phi$ ). No final da curva, o veículo tem um novo ângulo de guinada, o qual passa a ser o ângulo de referência ( $\psi_{ref}$ ) para o novo *waypoint*. Na Figura 81, este segmento é identificado pela curva entre os pontos A e B;
- **Segmento 3 – Voo em linha reta em direção ao *waypoint* final:** O terceiro segmento é um voo em linha reta que começa no final da curva do segmento 2 e, idealmente, termina quando a distância do veículo ao *waypoint*  $WP_{n+1}$  (ponto C) é igual ou menor à distância de proximidade ( $b/2$ ). Na Figura 81, este segmento é representado pela linha entre os pontos B e C.

### 7.7.3 Algoritmo de Guiamento por Pontos de Rota

Diferentes algoritmos de guiamento por pontos de rota podem ser concebidos, a depender da missão para a qual o VANT foi projetado. De forma geral, tais algoritmos são divididos em três camadas hierárquicas: (a) planejamento da trajetória; (b) suavização da trajetória; e (c) rastreamento dos pontos de rota.

Quando os *waypoints* de interesse são simplesmente conectados por uma linha reta, uma trajetória “bruta” é gerada. Na maioria dos casos, contudo, tal trajetória não é factível, dadas as restrições e limites físicos do VANT (velocidade, altitude, taxa de curva, aspectos estruturais, etc.). Várias técnicas de “suavização” de trajetória têm sido introduzidas na literatura para resolver esse problema. A maioria delas visa minimizar o tempo de voo, sem abrir mão dos limites de desempenho do veículo (por exemplo, velocidade máxima e fator de carga máximo). Uma técnica de suavização bastante empregada são os chamados “caminhos de Dubins”.

Como analisado por Sadraey (2020), uma trajetória adequadamente suavizada não resulta em mudanças abruptas no movimento do VANT, mas, pelo contrário, garante: (a) aeronavegabilidade; e (b) cumprimento da missão (por exemplo, fotografia aérea). Em



geral, um polinômio de suavização de segunda ordem é adequado à maioria das trajetórias de VANTs no espaço bidimensional:

$$y = a + bx + cx^2 \quad (152)$$

onde os coeficientes de  $a$ ,  $b$  e  $c$  são todos constantes.

Após a utilização do suavizador de trajetória, o “rastreador de trajetória” entra em cena, cuja responsabilidade é guiar o VANT ao longo do caminho de referência. O objetivo primordial é fazer com que o veículo siga esta referência (geralmente, uma linha reta), tornando o erro lateral ( $\varepsilon_r$ ), o menor possível. Tal erro, em uma trajetória definida entre *waypoints*  $WP_n$  e  $WP_{n+1}$  quaisquer, é calculado como:

$$\varepsilon_r = \frac{|E_V - mN_V - (N_n - mN_n)|}{\sqrt{m^2 + 1}} \quad (153)$$

com:

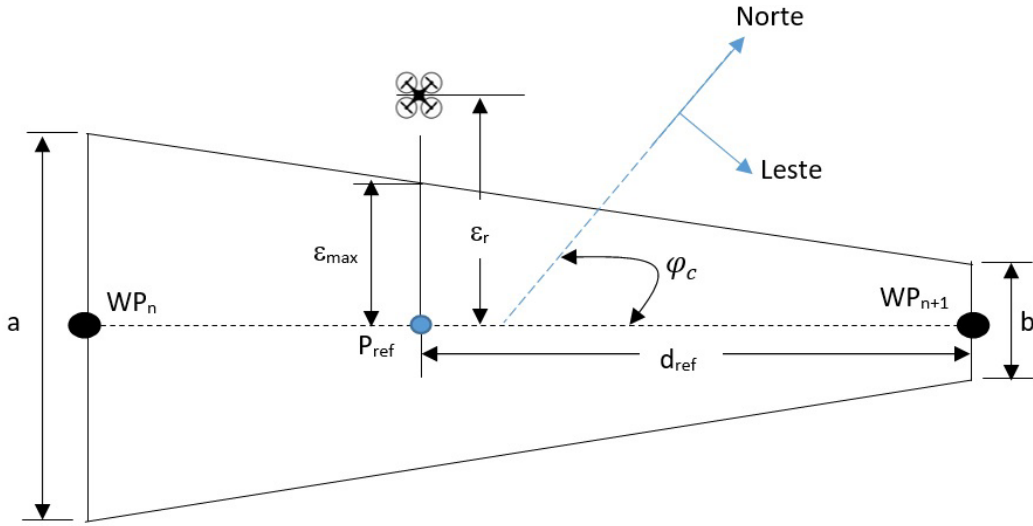
$$m = \frac{E_{n+1} - E_n}{N_{n+1} - N_n} \quad (154)$$

onde  $N_V$  e  $E_V$  denotam as coordenadas norte e leste do VANT, e  $N_n, N_{n+1}, E_n$  e  $E_{n+1}$  representam as coordenadas norte e leste dos *waypoints* inicial e final, respectivamente.

De forma a evitar correções contínuas na trajetória do VANT (e conseqüentemente, deflexões contínuas nas superfícies de controle), uma região sem correções é definida entre cada dois *waypoints* (Figura 82). Isso significa que uma correção no ângulo de guinada é aplicada, somente quando o erro lateral for maior que um valor pré-determinado ( $\varepsilon_{max}$ ). A região sem correções é definida como um trapézio isósceles, cujo eixo de simetria é a linha que conecta os dois *waypoints*. A base menor ( $b$ ) do trapézio é definida igual ao diâmetro do círculo de proximidade em torno de cada *waypoint*. A base principal ( $a$ ) é determinada considerando os limites do raio da curva, velocidade máxima, ângulo de rolamento e fator de carga.

O erro lateral máximo aceitável ( $\varepsilon_{max}$ ) é variável, diminuindo ao longo do caminho entre o semi-segmento  $a/2$  e o semi-segmento  $b/2$ :

$$\varepsilon_{max} = \frac{d_{ref} \left( \frac{a}{2} - \frac{b}{2} \right)}{d_s} + \frac{b}{2} \quad (155)$$



**Figura 82:** Região sem correções, erro lateral, e distância de referência.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

onde  $d_s$  é a distância entre os dois waypoints e  $d_{ref}$  é a distância de referência, calculada como:

$$d_{ref} = \sqrt{(N_{n+1} - N_{ref})^2 + (E_{n+1} - E_{ref})^2} \quad (156)$$

onde  $N_{ref}$  e  $E_{ref}$  são as coordenadas norte e leste, respectivamente, do ponto de referência, as quais são obtidas como:

$$N_{ref} = N_V - \epsilon_r \psi_{ref} \quad (157)$$

$$E_{ref} = E_V - \epsilon_r \psi_{ref} \quad (158)$$

Conforme já definido,  $\psi_{ref}$  (ângulo de guinada de referência) é o ângulo de guinada do segmento que conecta os dois waypoints.

## 7.7.4 Manobrabilidade do VANT

Uma das manobras básicas para suavizar o voo de um VANT é o contorno de um waypoint em direção ao próximo. Conforme já mencionado, um voo em curva possui algumas restrições, incluindo: (a) velocidade angular máxima de curva ( $\omega_{max}$ ); (b) raio



mínimo da curva ( $R_{min}$ ); (c) fator de carga máximo ( $n_{max}$ ); (d) velocidade aerodinâmica mínima ( $V_{min}$ ); e (e) ângulo de rolamento máximo ( $\phi_{max}$ ). Essas restrições definem a capacidade de manobra do VANT e, conseqüentemente, sua habilidade de contornar adequadamente um *waypoint*.

Em regime de curva coordenada, sabe-se que a velocidade angular máxima permissível de um VANT se relaciona com o fator de carga máximo e com a velocidade mínima, como segue:

$$\omega_{max} = \frac{g\sqrt{n_{max}^2 - 1}}{V_{min}} \quad (159)$$

onde  $g$  é a aceleração da gravidade. O raio mínimo de curva, por outro lado, é tal que:

$$R_{min} = \frac{V_{min}}{\omega_{max}} \quad (160)$$

A velocidade aerodinâmica mínima permissível de um VANT em uma curva coordenada é função do coeficiente de sustentação máximo ( $C_{L_{max}}$ ) e do ângulo de rolamento máximo ( $\phi_{max}$ ):

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{L_{max}} \cos \phi_{max}}} \quad (161)$$

Por outro lado, o ângulo de rolamento máximo permissível em uma curva nivelada é unicamente função do fator de carga máximo:

$$\phi_{max} = \cos^{-1}\left(\frac{1}{n_{max}}\right) \quad (162)$$

Em geral, a velocidade aerodinâmica mínima permissível de um VANT é cerca de 10 a 20% maior do que a sua velocidade de estol. Já o ângulo de arfagem máximo permissível deve ser tal que: (a) não produza um fator de carga maior do que o permitido (equação (162)); e (b) a carga útil (por exemplo, câmera) seja capaz de funcionar satisfatoriamente (por exemplo, tenha um ângulo de visão aceitável).



## 7.8 DETECÇÃO E DESVIO

VANTs são considerados potenciais usuários do serviço de transporte aéreo futuro, o que tem apontado para a necessidade de um maior número de estudos relacionados a protocolos de segurança. Uma das principais limitações associadas ao uso generalizado de VANTs no espaço aéreo civil diz respeito à sua limitada incapacidade de detectar e se desviar de obstáculos. Relatos de VANTs civis colidindo com edifícios, se aproximando demasiadamente de aeroportos, “espiando” através de janelas residenciais, e sendo intencionalmente abatidos, têm sido cada vez mais frequentes. O sistema de guiamento dos VANTs tem um papel central na prevenção dos incidentes supracitados, em especial, as colisões.

Existem atualmente vários projetos de pesquisa sendo conduzidos na área de detecção e desvio (Angelov, 2012). As soluções ditas “não-cooperativas” envolvem o uso de sensores (GNSS/radar) e/ou visão computacional para detectar ameaças de colisão, e controle de precisão para evitá-las. As abordagens/técnicas de detecção e desvio baseadas em visão podem ser categorizadas em quatro grupos: (a) abordagem sem mapeamento; (b) Localização e Mapeamento Simultâneos (SLAM); (c) Mapeamento e Planejamento Simultâneos (SMAP); e (d) Detecção de Área de Pouso Segura (SLAD).

A primeira abordagem é bastante robusta a incertezas e fácil de se implementar, fornecendo um sistema reativo e rápido, capaz de evitar colisões iminentes. O segundo sistema (SLAM) é geralmente adequado para operação de pequenos quadricópteros em ambientes internos. A terceira técnica (SMAP) constrói mapas de obstáculos locais, enquanto planeja uma trajetória livre dos mesmos usando uma lei de controle. A abordagem SLAD, por fim, utiliza um mapa de um sensor de alcance (*range sensor*) e o combina com um conjunto de restrições de ponto de aterrissagem. O algoritmo calcula um mapa de pouso seguro e, em seguida, escolhe o ponto de pouso ideal.

### 7.8.1 Técnicas de Sensoriamento

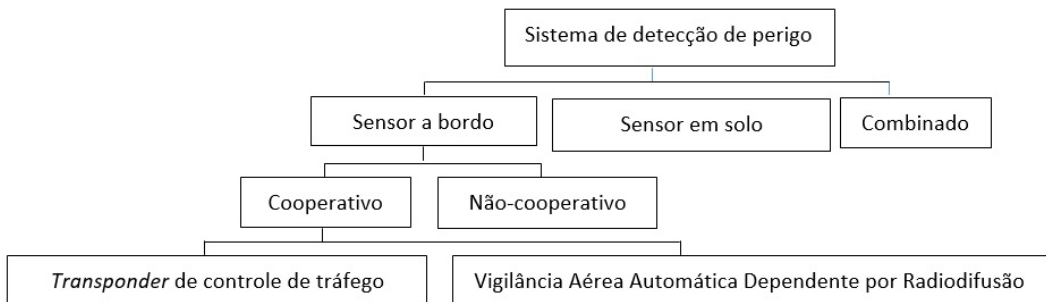
A primeira função do sistema de detecção e desvio é determinar a posição do eventual obstáculo (por exemplo, aeronave) com relação ao VANT. Tal função (“detecção de perigo” ou “vigilância”) pode ser implementada de duas formas principais, conforme ilustrado na Figura 83. A primeira forma consiste em se transportar os sensores a bordo do próprio VANT, enquanto a segunda, emprega sensores em solo. Uma terceira forma consiste em



uma técnica combinada, a qual inclui sensores (por exemplo, câmera) a bordo do VANT, e operador(es) humano(s) na Estação de Controle Terrestre (GCS).

A abordagem de sensoriamento a bordo do próprio VANT emprega dois grupos de tecnologias: (a) cooperativa; e (b) não-cooperativa. As tecnologias cooperativas são aquelas que aguardam a recepção de sinais provenientes de equipamentos a bordo de outras aeronaves. Em uma detecção não-cooperativa, o VANT é equipado com sensores (por exemplo, radar) capazes de detectar o perigo de forma autônoma e independente.

Existem basicamente dois tipos de técnicas de detecção cooperativa: (a) via *transponder*; e (b) via GNSS. No primeiro tipo, o VANT carrega um dispositivo chamado *transponder* capaz de detectar outras aeronaves. Um *transponder* é um equipamento de comunicação que recebe e responde automaticamente a um sinal de entrada, sendo seu nome uma abreviatura inglesa para as palavras, transmissor e “responder”.



**Figura 83:** Classificação de sistemas de detecção de perigo.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

O segundo tipo de técnica de sensoriamento cooperativo é conhecido como sistema de Vigilância Aérea Automático Dependente por Radiodifusão (ADS-B). Ele emprega o GNSS, ou uma fonte de navegação alternativa, e transmite automaticamente a posição, velocidade e outros dados da própria aeronave sem precisar ser interrogado. A Tabela 29 ilustra sensores de detecção de obstáculos tipicamente embarcados em VANTs e suas principais características. A Tabela 29 também informa o meio físico utilizado pelo sensor para detectar o obstáculo/perigo. Como pode ser inferido, os primeiros seis sensores são do tipo não-cooperativo, o que significa que eles identificam obstáculos de forma autônoma.

**Tabela 29:** Sensores de detecção de obstáculos típicos e suas características.

Sensor de detecção de obstáculo	Meio de transmissão	Variáveis de saída
Radar Doppler	Onda de rádio	Velocidade relativa, distância, rumo (azimute e elevação)
Radar <i>laser</i>	Luz <i>laser</i> infravermelha	Velocidade relativa, distância, rumo (azimute e elevação), geometria
Câmera	Luz	Identidade
Sensor de onda acústica	Ondas acústicas	Rumo (azimute e elevação)
Sensor Micro Eletromecânico (MEMS)	Ondas acústicas	Rumo (azimute e elevação)
Lidar	Luz <i>laser</i> pulsada	Velocidade relativa, distância, rumo (azimute e elevação), geometria
<i>Transponder</i>	Onda de rádio	Alcance relativo, altitude, rumo (azimute e elevação)

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Ao selecionar uma tecnologia de sensoriamento, vários fatores devem ser avaliados: (a) alcance; (b) taxa de amostragem; (c) campo de visão; (d) simplicidade; (e) custo; (f) desafio de projeto; (g) confiabilidade; (h) exatidão; (i) tamanho; (j) peso; (k) nível de tecnologia; (l) flexibilidade; e (m) integração. Esses parâmetros são usados para caracterizar o desempenho de uma técnica de detecção e avaliar a adequação de um sensor candidato.

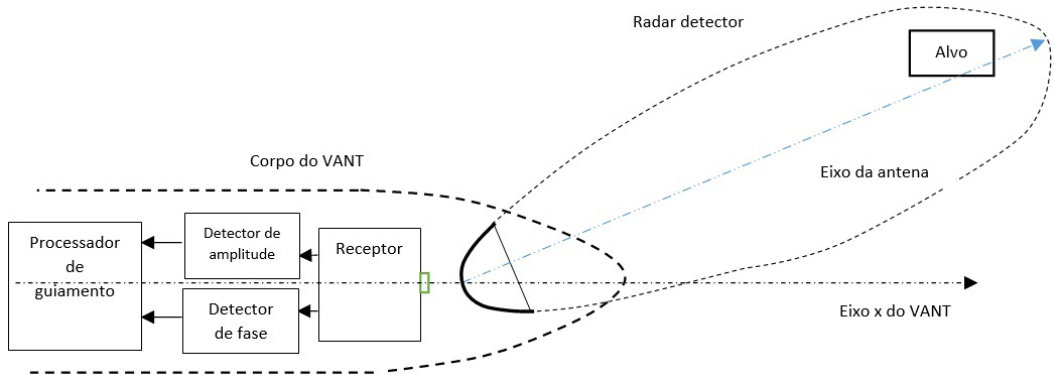
O radar detector (do inglês *seeker*), por exemplo, é a tecnologia de sensoriamento não-cooperativo mais empregada em VANTs concebidos para o rastreamento de alvos em movimento. Tal equipamento, ao rastrear o alvo, determina a direção da sua Linha de Visada (LOS) para com o mesmo, bem como a velocidade angular da LOS em relação ao espaço inercial, medida através de girômetros montados no radar.

O sistema de radar de um VANT pode detectar e rastrear quaisquer alvos/veículos em movimento, tais como carros, tanques, caminhões e helicópteros à baixa altitude. Existem três tipos principais de radares detectores: (a) ativos (que possuem transmissor e receptor); (b) passivos (que possuem apenas um receptor); e (c) semiativos (que usam o sinal de uma estação terrestre).

Um radar ativo detecta um alvo ao sentir a energia eletromagnética refletida pela superfície do mesmo. Tudo começa com a parte transmissora do radar do VANT. Ela emite radiação eletromagnética em direção ao alvo, a qual viaja até o mesmo, é refletida, e viaja de volta para a antena receptora. Em seguida, a energia refletida é amplificada, demodulada e analisada, para determinar a direção da LOS. Essas



informações permitem que o computador de guiamento conduza o VANT em direção ao alvo. A Figura 84 ilustra a configuração do radar detector, antena e sistema de guiamento de um VANT.



**Figura 84:** Configuração do radar detector.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Outra tecnologia de sensoriamento usada para se medir a distância de objetos próximos (em um sistema de detecção e desvio) é o telêmetro a *laser* (do inglês, *laser range finder*). Com base em parâmetros de calibração conhecidos, e na atitude estimada pela Unidade de Medição Inercial (IMU), as extremidades do *laser* são projetadas no sistema de coordenadas terrestre. Então, a partir dos feixes de *laser* projetados, a posição cartesiana, e a direção do veículo podem se estimadas em um mapa bidimensional.

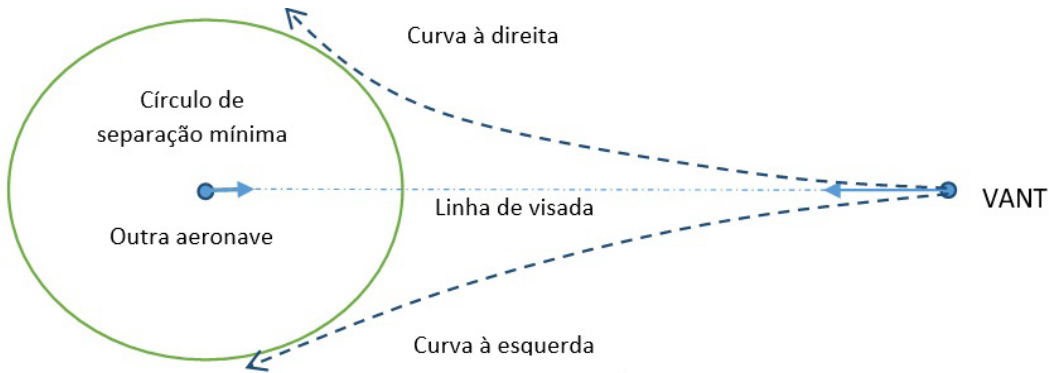
## 7.8.2 Prevenção de Colisão

A segunda função do sistema de detecção e desvio é detectar uma possível situação de colisão e fornecer uma solução na forma de uma manobra evasiva. Uma colisão é detectada com base nas trajetórias de voos previstas tanto para o VANT quanto para o obstáculo. O sistema de detecção e desvio deve verificar ambas as trajetórias de voo e avaliar se a zona de segurança do VANT será comprometida. Em caso afirmativo, o local e o horário da provável colisão devem ser calculados.

As manobras típicas de um VANT visando evitar colisão incluem: (a) curva à esquerda; (b) curva à direita (Figura 85); (c) subida; (d) descida; (e) desaceleração; e (f) aceleração. Estas podem ser classificadas em três grandes categorias: (a) curvas; (b) mudanças de altitude; e (c) mudanças de velocidade. A solução para evitar colisões é



projetado a partir de uma lei de guiamento adequada (por exemplo, PN) e, em seguida, executada pelo sistema de controle do piloto automático do VANT.



**Figura 85:** Duas manobras de prevenção de colisão.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A Figura 86 ilustra a geometria bidimensional de uma colisão. Se o VANT (subscrito  $v$ ) e a aeronave (subscrito  $a$ ) forem assumidos como massas pontuais e estiverem voando com velocidades diferentes, as distâncias percorridas ao longo dos eixos  $x$  e  $y$  podem ser calculadas como:

$$x_a = V_a \cos \psi_a t \quad (163)$$

$$x_v = V_v \cos \psi_v t \quad (164)$$

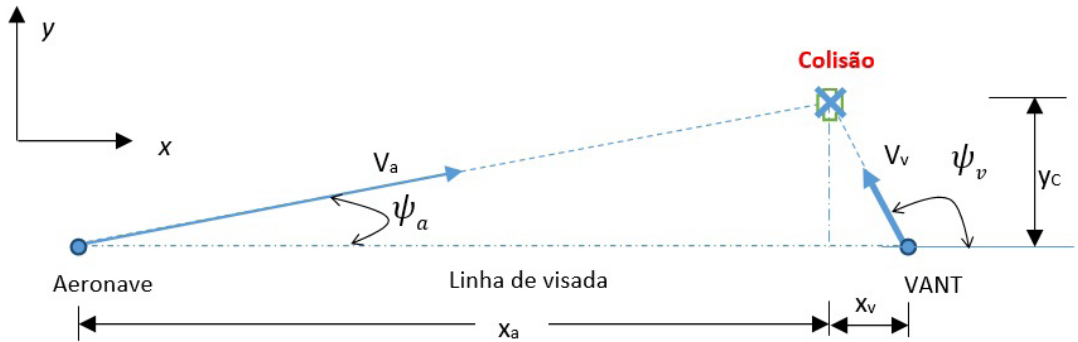
$$y_a = V_a \sin \psi_a t \quad (165)$$

$$y_v = V_v \sin \psi_v t \quad (166)$$

onde  $V$  é a velocidade,  $\psi$  o ângulo de guinada, e  $t$  é o tempo.

A condição suficiente para colisão é que o VANT e a aeronave cheguem ao ponto de colisão em tempos iguais. Em tal ponto, ambos os veículos terão se deslocado igualmente ao longo do eixo  $y$ , logo, as equações (165) a (166) podem ser igualadas, resultando em:

$$\frac{V_a}{V_v} = \frac{\sin \psi_v}{\sin \psi_a} \quad (167)$$



**Figura 86:** Geometria de colisão (vista superior).

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

O tempo de colisão ( $t_c$ ), por outro lado, pode ser calculado como:

$$t_c = \frac{D}{V_a \cos \psi_a + V_v \cos \psi_v} \quad (168)$$

onde  $D$  é a distância inicial entre a aeronave e o VANT.

Se ambas as equações (167) e (168) possuírem soluções, isto indica que ocorrerá uma colisão. O VANT, nesse caso, deve empregar sua capacidade de manobra para evitar a colisão, o que deverá acontecer, preferencialmente, a um custo mínimo de energia.

## 7.9 VOO EM FORMAÇÃO

Um voo em formação é, por definição, um voo orquestrado que contém, obrigatoriamente, mais de uma aeronave. Alguns autores preferem usar os termos “voo em esquadrilha”, ou então, “enxame” com o mesmo significado. Uma das aplicações mais recentes de voo em formação com VANTs tem por objetivo a propiciação de espetáculos audiovisuais. Em 2018, por exemplo, a Intel quebrou o recorde de voo em formação com VANTs, ao usar 1200 quadricópteros *Shooting Star*, acompanhados por uma orquestra, na cerimônia de abertura das Olimpíadas em Pyeong Chang, na Coreia do Sul.

Um dos problemas mais desafiadores do voo em formação é garantir a prevenção de colisões. De forma a manter o formato do enxame, e uma distância segura entre os veículos, vários VANTs líderes e seguidores são definidos. Como exemplo, considere o cenário onde quatro VANTs devem circular sobre um alvo em movimento (Figura 87). Em tal sistema de voo em formação, cada VANT usa informações sobre si mesmo

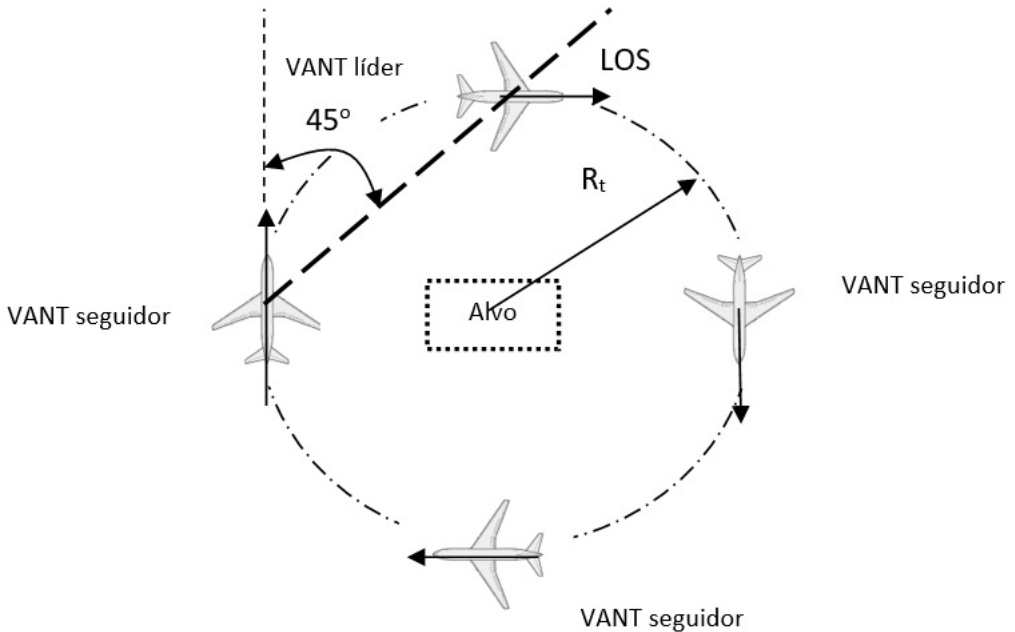


e sobre o VANT imediatamente à frente para rastrear uma posição relativa comandada. Quando todos os quatro VANTs entram no círculo alvo, todos eles exercem o papel de líder e seguidor.

Como, nesse exemplo, a trajetória de voo é um círculo e há quatro VANTs, a Linha de Visada (LOS), ou linha de rastreio, deve sempre fazer 45 graus com o ângulo de guinada do seguidor. Quando a linha de visada do VANT seguidor é diferente da LOS comandada, o sistema de guiamento gera uma taxa angular ( $r$ ) e uma mudança na velocidade do VANT, para o sistema de controle:

$$r = k(\psi_{LOS} - \psi_{LOS_c}) \quad (169)$$

A constante  $k$  é determinada no processo de projeto da lei de guiamento. Para tanto, o conhecimento da função de transferência entre a deflexão do leme ( $\delta_R$ ) e a taxa angular ( $r$ ), é necessário.



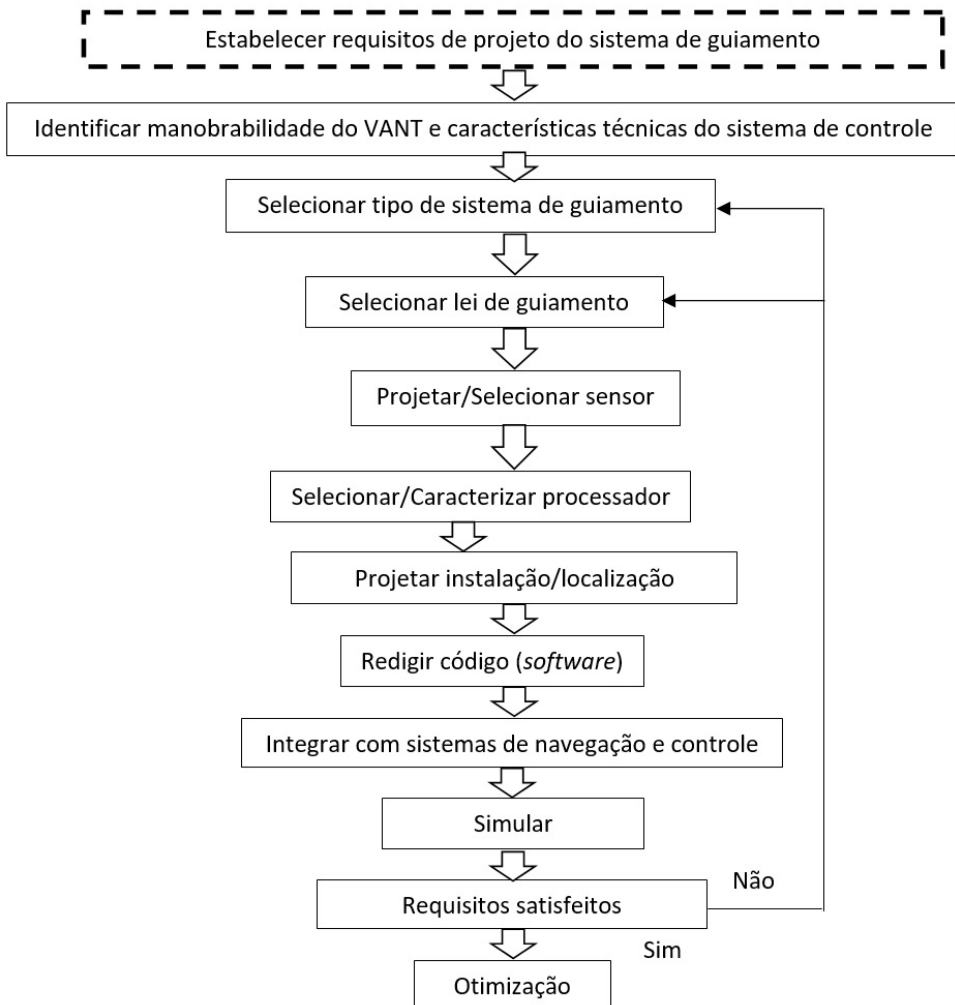
**Figura 87:** Geometria de voo em formação com líder/seguidor.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



## 7.10 PROCESSO DE PROJETO DO SISTEMA DE GUIAMENTO

Nas Seções anteriores, vários sistemas e leis de guiamento foram descritos. Ao se projetar um sistema de guiamento para VANTs, deve-se selecionar o tipo de sistema, lei de guiamento, dispositivos e sensores de guiamento e, em seguida, realizar cálculos e análises. O projeto do sistema de guiamento é realizado em paralelo com o projeto dos sistemas de navegação e controle. A Figura 88 ilustra um fluxograma que representa o processo de projeto do sistema de guiamento como um subsistema do piloto automático.



**Figura 88:** Processo de projeto do sistema de guiamento.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

# CAPÍTULO 8

## Projeto do Sistema de Navegação



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Gerenciar o projeto do sistema de navegação de um Veículo Aéreos Não-Tripulado (VANT);
2. Classificar os diferentes sistemas de navegação de VANTs;
3. Fornecer prós e contras de vários sistemas de navegação de VANTs;
4. Discutir as técnicas e tecnologias de navegação atuais;
5. Explicar os elementos de um sistema de navegação;
6. Selecionar os sensores de navegação mais apropriados para os requisitos de uma missão;
7. Discutir perturbações de navegação e suas soluções;
8. Implementar cálculos de navegação;
9. Explicar a técnica de filtragem de Kalman.

### 8.1 INTRODUÇÃO

Em geral, a navegação é a área da engenharia que se preocupa com a determinação da posição, velocidade e orientação (atitude) de um objeto em movimento, com relação a algum sistema de coordenadas de referência.

Os sistemas de navegação podem ser classificados em três grupos principais: (a) sistemas baseados em integração numérica (*dead reckoning*); (b) sistemas baseados em sinais externos (*position fixing*); e (c) sistemas baseados no reconhecimento de características ambientais (*environmental feature matching*). Os principais representantes dos sistemas *dead-reckoning* são os Sistemas de Navegação Inercial (INS), e os sistemas odométricos. Já na categoria *position fixing*, destacam-se os Sistemas de Navegação Global por Satélites (GNSS), dentre os quais pode-se citar o Sistema de Posicionamento Global (GPS) americano; sonares e radares Doppler, sistemas de rádio navegação terrestre; e os sistemas de navegação acústicos subaquáticos. Por fim, na categoria *environmental feature matching*, destacam-se os sistemas de navegação baseados em visão computacional, mapeamento/reconhecimento de terreno, navegação celestial, magnetômetros, altímetros barométricos, profundímetros, dentre outros.

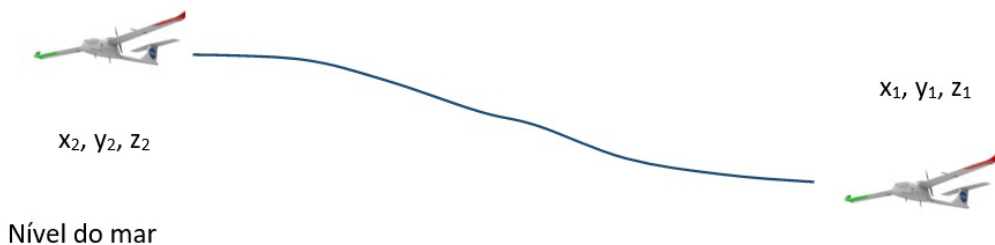


Os sistemas de navegação, de forma geral, apresentam diferentes características de erros e desempenhos, às quais são função primária da categoria da qual fazem parte. Sistemas *dead-reckoning*, por exemplo, apresentam alta taxa de amostragem, alta precisão (no curto prazo), alta banda passante, e independência de sinais externos; contudo, são suscetíveis à acumulação de erros (*drift*) no longo prazo, ou seja, têm baixa exatidão. Sistemas *position fixing*, por outro lado, não apresentam características de divergência temporal, porém têm, em geral, baixa precisão (alta dispersão), baixa taxa de amostragem e banda passante, e podem sofrer com interferências e perda de recepção de sinais.

Como pode ser percebido, as características de erro e desempenho desses sistemas são complementares, razão essa pela qual a maior parte dos sistemas de navegação de VANTs não se vale de apenas uma dessas categorias, mas pelo contrário, emprega sistemas baseados na integração (fusão sensorial) das mesmas. Em tais sistemas integrados (INS/GNSS é o melhor exemplo), é possível se reter as melhores características de ambos os constituintes, de forma a gerar um sistema de navegação integrado de alta confiabilidade, robustez e disponibilidade, e eventualmente, baixo custo.

### 8.1.1 Conceitos Preliminares

A posição do VANT pode ser expressa em coordenadas cartesianas, conforme ilustrado na Figura 89, ou em coordenadas curvilíneas. Neste último caso, a posição é dada em termos de latitude, longitude e altitude.



**Figura 89:** Coordenadas de um VANT, determinadas pelo sistema de navegação.

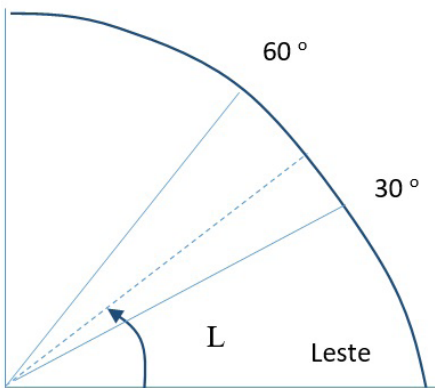
Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Latitude é a posição angular do VANT com relação à linha do Equador terrestre, a qual assume valores entre  $-90$  e  $90$  graus (positivos no hemisfério norte). Já a longitude (Figura 90) expressa a posição angular do VANT com relação a um meridiano de referência

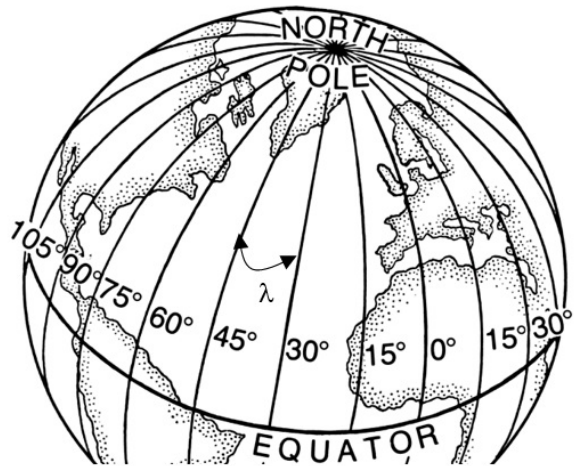


(geralmente, o Greenwich), e assume valores entre -180 e 180 graus (positivos a leste do meridiano de referência). Altitude por fim, representa a distância do VANT, medida em uma direção normal (perpendicular), a alguma superfície de referência. Quando a superfície de referência é o terreno logo abaixo do VANT, tem-se a chamada “elevação” ou “altura”. Quando a superfície de referência é um elipsoide usado para modelar o formato da Terra, tem-se a “altitude geodésica”. Por fim, quando a superfície de referência é o Nível Médio do Mar (SML), tem-se a chamada “altitude ortométrica”.

Norte



Latitude



Longitude

**Figura 90:** Latitude e longitude.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Coordenadas cartesianas de posição, podem ser convertidas em coordenadas curvilíneas e vice-versa. As distâncias cartesianas ( $\Delta x$  e  $\Delta y$ ) correspondentes a uma variação na latitude ( $\Delta L$ ) e longitude ( $\Delta \lambda$ ) podem ser aproximadas como:

$$\Delta y = R \Delta L \quad (170)$$

$$\Delta x = R \Delta \lambda \cos L \quad (171)$$

onde  $R$  é o raio equatorial da Terra. Como pode ser observado, a distância percorrida ao longo do eixo  $x$ , varia em função da latitude ( $L$ ) do veículo, assumindo um valor nulo nos polos da Terra ( $\cos(\pm\pi/2) = 0$ ). Isto se deve ao fato dos meridianos que definem a longitude (diferentemente dos paralelos que definem a latitude) convergirem nos polos terrestres.



No que diz respeito à atitude (não confundir com altitude) do VANT, ela pode ser expressa de diferentes formas, também chamadas de “parametrizações”. Como já introduzido em Seções anteriores, a parametrização de atitude mais comum são os ângulos de Euler (rolamento, arfagem e guinada), os quais representam uma sequência de três rotações não-aditivas, do sistema de coordenadas de navegação para o sistema de coordenadas do corpo (ou do veículo). Parametrizações menos triviais, porém, mais robustas (livres de singularidades) são as Matrizes de Transformação de Coordenadas (CTM), também chamadas de Matrizes de Cossenos Diretores (DCM), os quatérnios, e os vetores de rotação.

## 8.2 SISTEMAS DE COORDENADAS E DATUMS

A determinação da posição, velocidade e atitude (isto é, a navegação) de um VANT só é possível se sistemas de coordenadas (também referidos como “triedros”) adequados forem definidos. Como já introduzido em Seções anteriores, um sistema de coordenadas é uma abstração matemática definida por uma origem e três eixos coordenados unitários, ortogonais e dextrogiros. Para fins de navegação, quatro sistemas de coordenadas principais podem ser definidos: (a) inercial; (b) terrestre; (c) de navegação; e (d) do corpo.

O sistema de coordenadas inercial é definido como sendo o sistema de coordenadas que não translada nem rotaciona com relação a todo o resto do Universo. É somente em um sistema de coordenadas inercial, que as leis de Newton se aplicam! Na prática, não se sabe exatamente onde se encontra esse sistema de coordenadas inercial, por isso, é comum se flexibilizar um pouco sua definição, e assumir como inercial, o chamado sistema de coordenadas Inercial Centrado na Terra (ECI). Tal sistema tem sua origem definida no centro de massa da Terra, e tem seu eixo  $z$  apontado na direção do seu eixo de rotação. Embora o ECI seja centrado na Terra, ele não gira junto com ela. Contudo, e assim como a Terra, ele gira em torno do Sol, e esse em torno da galáxia; portanto, e estritamente falando, o ECI não é um sistema de coordenadas exatamente inercial. Contudo, considerá-lo como inercial é adequado para a maioria das aplicações terrestres.

O sistema de coordenadas terrestre, à semelhança do ECI, também é centrado na Terra. Contudo, ele acompanha o movimento de rotação da Terra, tendo seu eixo  $x$  definido na direção do cruzamento do Equador com o meridiano de Greenwich. Por esse motivo, tal sistema de coordenadas é frequentemente referido como: Centrado na Terra e Fixo na Terra (ECEF). Já o sistema de coordenadas de navegação é um sistema localmente nivelado, cujos eixos apontam para as direções norte, leste e vertical. Por este motivo, ele é frequentemente referido como NED (do inglês *north, east, down*). O sistema NED pode ter sua origem definida no centro de



massa do VANT (mais comum), ou então em um ponto fixo da Terra, alternativa essa que só é recomendada quando se sabe que o VANT não percorrerá grandes trajetórias. O sistema de coordenadas do corpo, por fim, já foi definido previamente na Seção 3.8.

Além dos sistemas de coordenadas, o conhecimento acerca da geometria (forma) da Terra e de seu campo gravitacional é importante para a navegação segura de VANTs. Duas fontes principais de informações sobre a Terra são: (a) Sistema de Informação Geográfico (GIS); e (b) os *datums*. Os GISs são plataformas usadas para se reunir, armazenar, analisar, gerenciar, e representar dados de posicionamento da superfície terrestre. Eles podem ser usados, por exemplo, para se produzir imagens tridimensionais de estruturas naturais, como montanhas, e falhas geológicas, sendo amplamente empregados para fins de cartografia e topografia. Para fins de navegação, contudo, os GISs não são suficientes, uma vez que eles se valem apenas de projeções bidimensionais da superfície terrestre, isto é, eles não levam em conta sua curvatura.

Os *datums*, por outro lado, são a principal fonte de informação sobre a superfície terrestre tridimensional. Eles consistem em “realizações” do sistema de coordenadas ECEF, de acordo com as quais vários parâmetros geodésicos são acuradamente monitorados e determinados. O *datum* mais famoso e empregado em navegação é o Sistema Geodético Mundial (WGS). O WGS foi originalmente concebido pela Agência de Inteligência Geoespacial Nacional americana em 1984, sendo por isso mesmo, referido como WGS-84. Ele é o padrão geodésico dos EUA (incluindo o GPS), e é composto por um conjunto consistente de parâmetros que descrevem não apenas a geometria tridimensional da Terra, mas também sua gravidade e campo magnético (Tabela 30).

**Tabela 30:** Parâmetros do WGS-84.

Parâmetro	Notação	Valor
Semi-eixo maior (raio equatorial)	$a$	6378,137 km
Semi-eixo menor (raio polar)	$b$	6356,752 km
Achatamento	$f$	1/298,257223563
Velocidade angular media da Terra	$\omega$	$7,292115 \times 10^{-5}$ rad/s
Constante gravitacional	$GM$	$3,986004418 \times 10^{14}$ m <sup>3</sup> /s <sup>2</sup>
Excentricidade	$e$	0,08181919

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

No que concerne especificamente à geometria da Terra, o WGS-84 a modela como um elipsoide de revolução (ou esferoide), o qual é fundamentalmente diferente do chamado “geoide”. Geoide é o modelo matemático equipotencial da superfície terrestre que



corresponde ao cenário (hipotético) da Terra como se coberta exclusivamente por oceanos (representando, portanto, uma superfície sujeita à ação de um mesmo campo gravitacional). A altitude “geodésica” é definida com relação ao elipsoide do WGS-84, enquanto a altitude “ortométrica” é definida com relação ao geoide. A diferença entre as altitudes geodésica e ortométrica (geralmente da ordem de dezenas de metros), é conhecida como “separação geoidal”, e varia de acordo com a posição do VANT na superfície da Terra.

## 8.3 SISTEMA DE NAVEGAÇÃO INERCIAL

Navegação inercial é uma técnica autônoma (isto é, independente de sinais externos), na qual medições de aceleração e velocidade angular são usadas (integradas numericamente) para se determinar a posição, velocidade e atitude de um objeto, relativas a uma posição, velocidade e atitude iniciais conhecidas. A navegação inercial é uma das técnicas de navegação mais antigas de que se tem registro, tendo sido originalmente desenvolvida por navegantes marítimos, e aprimorada durante a segunda guerra mundial para a navegação de mísseis.

A navegação inercial é usada, com sucesso, em uma ampla gama de aplicações e veículos, incluindo VANTs, aeronaves, mísseis, submarinos, navios, veículos terrestres e pedestres. Sua principal vantagem, em relação a outras tecnologias de navegação, é que, uma vez inicializada, ela se torna completamente autônoma, não necessitando de informações e/ou sinais externos. Além disso, ela não é afetada por condições atmosféricas adversas, e nem pode ser detectada, ou propositalmente prejudicada. Sua principal desvantagem, contudo, é que erros nas suas estimativas de posição, velocidade e atitude tendem a crescer exponencialmente no tempo, devido à integração dos erros sistemáticos e aleatórios (estocásticos) presentes nas saídas dos sensores inerciais.

Dois sensores principais são usados em navegação inercial: (a) acelerômetros; e (b) girômetros (ou alternativamente, giroscópios). Acelerômetros medem a chamada “aceleração de força específica” do VANT, a qual pode ser compreendida como a aceleração inercial causada por todas as forças não-gravitacionais aplicadas ao veículo. A partir da aceleração de força específica medida pelos acelerômetros, a aceleração total do veículo pode ser computada conhecendo-se a aceleração da gravidade local. Os girômetros, por outro lado, medem a velocidade angular do VANT relativa ao espaço inercial. A integração numérica dessas velocidades angulares permite a determinação da atitude do VANT. Alternativamente, um INS pode empregar giroscópios no lugar de girômetros, os quais fornecem a atitude do veículo diretamente. Quando três acelerômetros e três girômetros



(ou giroscópios) são ortogonalmente montados em um mesmo encapsulamento, tem-se a chamada Unidade de Medição Inercial (IMU). Os recentes avanços na tecnologia de Sistemas Micro-Eletromecânicos (MEMS) tem tornado possível a fabricação de IMUs cada vez menores, mais leves, e com melhores desempenhos.

Sistemas de navegação inercial pertencem, fundamentalmente, a uma das seguintes categorias: (a) estabilizados (*gimballed*); ou (b) solidários (*strapdown*); Os INSs estabilizados foram os primeiros a surgir. Eles consistem em uma IMU montada sobre uma plataforma móvel, a qual tem a capacidade de permanecer permanentemente alinhada com o sistema de coordenadas de navegação, a despeito da atitude do veículo. Isto é possível montando-se a plataforma no veículo através de um conjunto de cardãs (*gimbals*), os quais são torquoados de forma proporcional à velocidade angular do veículo. Os INSs solidários por outro lado, são montados diretamente na estrutura do veículo, portanto eles medem as acelerações e velocidades angulares diretamente no sistema de coordenadas do corpo. A escolha entre INSs estabilizados e solidários é basicamente um compromisso entre complexidade mecânica e custo computacional. Com os recentes progressos nas áreas de processamento de dados, e microeletrônica, os INSs estabilizados têm sido quase que completamente substituídos pelos equivalentes solidários.

### 8.3.1 Equações de Navegação

As equações de navegação que devem ser integradas por um INS para fornecer a posição (cartesiana) do VANT são:

$$\begin{aligned} \dot{x} = & u \cos \theta \cos \psi + v (-\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi) \\ & + w (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \end{aligned} \quad (172)$$

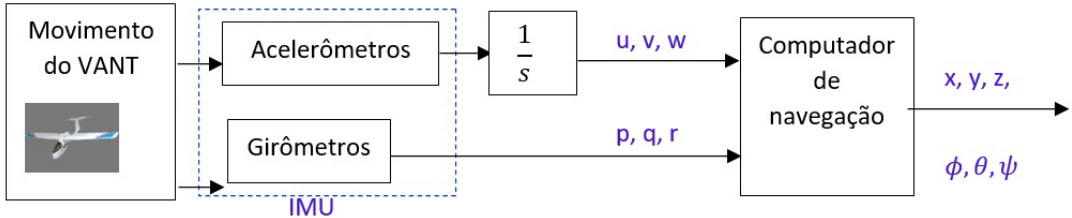
$$\begin{aligned} \dot{y} = & u \cos \theta \sin \psi + v (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) \\ & + w (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \end{aligned} \quad (173)$$

$$\dot{z} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \quad (174)$$

onde  $u$ ,  $v$ ,  $w$  são as velocidades do VANT em seus eixos  $x$ ,  $y$ ,  $z$ , respectivamente, e  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ , são os ângulos de rolamento, arfagem e guinada, também respectivamente. Como já mencionado, os ângulos de Euler supracitados são obtidos a partir da integração das velocidades angulares ( $p$ ,  $q$ ,  $r$ ) medidas pelos girômetros, ou então, fornecidos diretamente



pelos giroscópios. As velocidades lineares, por outro lado, são obtidas a partir da integração das acelerações de força específica medidas pelos acelerômetros. A Figura 91 ilustra o diagrama de blocos simplificado de um INS.



**Figura 91:** Processador de navegação inercial.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

As equações (172) a (174) são equações diferenciais não-lineares que modelam o movimento real do VANT, para as quais soluções confiáveis podem ser obtidas, desde que as medições ( $u, v, w, p, q, r$ ) também sejam confiáveis, isto é, não sejam contaminadas com erros (o que, na prática, é utópico). A solução dessas equações é implementada, frequentemente, recorrendo-se a técnicas numéricas, tal como o método de Runge-Kutta.

Quando a solução de posição do VANT é desejada em termos de coordenadas curvilíneas (latitude e longitude), as seguintes equações diferenciais devem ser integradas:

$$\dot{L} = \frac{V_N}{R_M + h} \quad (175)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{V_E}{(R_N + h) \cos L} \quad (176)$$

onde  $h$  é altitude (geodésica) do VANT,  $V_N$  e  $V_E$  são as componentes da velocidade nas direções norte e leste, respectivamente, e  $R_M$  e  $R_N$  são os raios meridiano e transversal da Terra (na atual localização do VANT), os quais são calculados como:

$$R_M = \frac{a(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 L)^{3/2}} \quad (177)$$

$$R_N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 L}} \quad (178)$$



onde  $a$  é o raio equatorial terrestre, e  $e$  a excentricidade do elipsoide de referência.

A título de ilustração, considere um VANT instrumentado com sensores inerciais, o qual se desloca ao longo de uma linha reta em um espaço inercial. Se a velocidade  $V$  do VANT ao longo dessa linha reta é mantida constante, sua posição  $x$  em qualquer instante  $t$  é dada por:

$$x = x_0 + Vt \quad (179)$$

onde  $x_0$  é a posição inicial do VANT. Se ao invés da medição da velocidade, apenas a medição da aceleração  $a$  do VANT estiver disponível (como acontece tipicamente em um INS), tem-se:

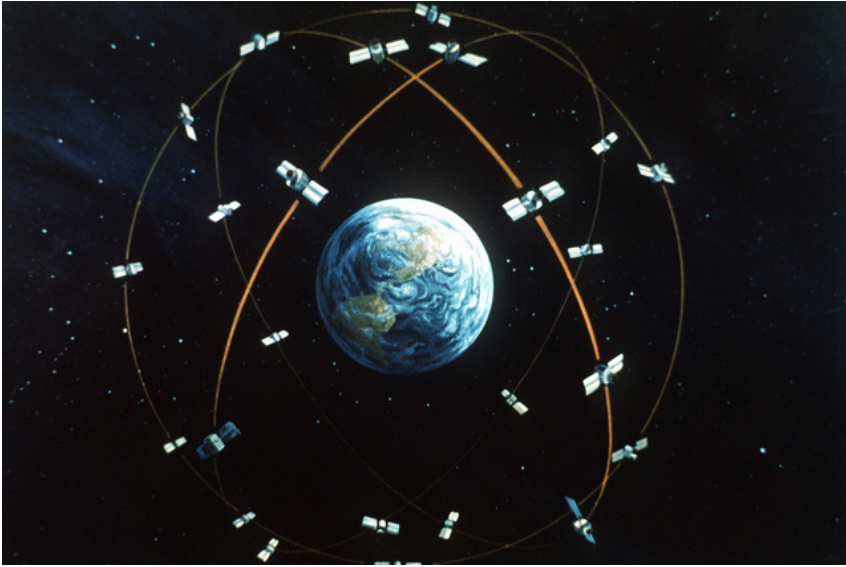
$$x = x_0 + V_0 t + \frac{at^2}{2} \quad (180)$$

onde  $V_0$  é a velocidade inicial do VANT.

## 8.4 SISTEMA DE POSICIONAMENTO GLOBAL

O Sistema de Posicionamento Global (GPS) é um sistema de navegação baseado em satélites, proprietário dos EUA, e financiado, controlado e operado pelo seu Departamento de Defesa (DoD). Ele se baseia na transmissão de sinais modulados a partir de um conjunto de satélites orbitais, cujas posições e relógios internos são conhecidos com precisão. O GPS é o representante mais antigo, robusto, confiável e preciso dos Sistemas de Navegação Global por Satélites (GNSS) atualmente disponíveis, contando com milhões de usuários civis em todo o Globo.

O GPS é subdividido em três segmentos: (a) espacial; (b) de controle; e (c) dos usuários. O segmento espacial consiste na constelação de satélites GPS (Figura 92), a qual é formada por, no mínimo, 24 satélites dispostos em 6 Órbitas Terrestres Médias (MEO), com altitude média de 20200 km, ângulo de inclinação de 55 graus (com relação ao plano equatorial), e período de revolução de aproximadamente 12 horas. Tal constelação garante que qualquer usuário, em qualquer lugar da Terra, tenha acesso (visibilidade) a pelo menos 5 a 8 satélites, em qualquer momento do dia.



**Figura 92:** Satélites GPS.

Créditos: <https://nara.getarchive.net/media/artists-global-concept-of-the-navstar-global-positioning-system-satellite-9195a4>, Domínio público

O segmento de controle do GPS é formado por um conjunto de estações de referência (estações de controle, de transmissão e de monitoramento), as quais têm a função de monitorar a integridade dos sinais transmitidos pelos satélites, bem como reenviar a estes, estimativas precisas das suas posições orbitais, conhecidas como efemérides, e correções para os atrasos dos seus relógios com relação ao chamado “tempo GPS”. Já o segmento dos usuários, por fim, engloba os equipamentos receptores usados por usuários civis e militares, os quais demodulam os sinais transmitidos pelos satélites, e os convertem em estimativas de posição, velocidade e atraso do relógio do receptor.

Os satélites GPS transmitem ondas eletromagnéticas, chamadas de ondas portadoras, em duas principais frequência de transmissão: (a) L1 (1572,42 MHz); e (b) L2 (1226,60 MHz). Tais ondas são modulados por dois tipos principais de sinais: (a) códigos pseudoaleatórios (PRN), os quais são particulares para cada satélite; e (b) mensagem de navegação. A demodulação da mensagem de navegação, realizada pelo equipamento receptor, permite que o mesmo tenha acesso às efemérides transmitidas, bem como às correções que devem ser aplicadas para se compensar o atraso dos relógios dos satélites, e os efeitos da refração ionosférica/troposférica dos sinais. A demodulação dos códigos pseudoaleatórios, por outro lado, dá origem à principal variável medida (chamada de “observável”) pelo receptor: a pseudodistância, a partir da qual, é possível estimar a posição



do usuário e o atraso do relógio do receptor. Apenas 4 pseudodistâncias (e conseqüentemente 4 satélites) são necessários para se estimar a posição do usuário, embora, na prática, o número de observáveis disponíveis seja maior. A precisão de posição/tempo fornecida pelo GPS, quando da utilização pura e simples de pseudodistâncias, é de 2 a 15 metros, e de 100 a 300 ns, respectivamente.

Receptores GPS que rastreiam a onda portadora, em adição à demodulação dos códigos pseudoaleatórios, dão origem a duas outras observáveis: (a) deslocamento de frequência da onda portadora (conhecido como Doppler); e (b) fase da onda portadora. Os Dopplers podem ser usados para se estimar a velocidade do veículo relativa à Terra, enquanto as fases da onda portadora, para se estimar a posição do mesmo com precisão milimétrica. O uso da fase da portadora, contudo, está condicionado à resolução das chamadas “ambigüidades inteiras”, a qual é relativamente desafiadora, especialmente em cenários de alta dinâmica. A técnica mais famosa empregada para se resolver esse problema é o chamado posicionamento relativo Cinemático em Tempo Real (do inglês, *Real Time Kinematics*; RTK), o qual depende da existência e disponibilidade de uma base de referência localizada próxima ao veículo, e com coordenadas muito bem conhecidas.

A disponibilidade, integridade e confiabilidade do GPS fizeram dele o principal sistema de navegação disponível atualmente. Contudo, suas principais restrições estão associadas à dependência de aquisição dos sinais transmitidos pelos satélites, o que o torna ineficiente em ambientes internos ou total/parcialmente bloqueados. Ademais, os sinais GPS são sujeitos aos chamados *jamming* e *spoofing*, que são a interferência/corrupção e falsificação/camuflagem, respectivamente, proposital dos mesmos por parte de forças hostis.

## 8.5 NAVEGAÇÃO BASEADA EM TERRENO

A técnica de navegação baseada em terreno consiste em se comparar características ambientais (*environmental features*) observadas no mundo exterior com um mapa pré-estabelecido. Este é o método de navegação mais rotineiramente empregado por pedestres em suas vidas diárias, assim como pela aviação de forma geral, especialmente em condições atmosféricas favoráveis.

Em um VANT, a navegação baseada em terreno é implementada montando-se câmeras à estrutura do veículo, cujo objetivo é capturar imagens do mundo exterior. Radares também podem ser usados para se obter representações digitais do terreno. Assim que características ambientais, tais como prédios, montanhas, rodovias, etc., são identificadas



pelas câmeras/radares, um computador de bordo consulta um mapa/banco de dados digital nele armazenado, e extrai as coordenadas geográficas (pré-conhecidas) das mesmas. Com base em tais coordenadas, e em medições de distância/rumo do VANT com relação a tais características ambientais, a posição do veículo pode ser estimada.

A técnica de navegação baseada em terreno é bastante versátil e confiável, especialmente em situações onde um grande número de características ambientais, claramente distinguíveis umas das outras, existe no terreno e já foram previamente mapeadas. Navegar usando tal técnica em um ambiente completamente uniforme, tal como sobre oceanos e desertos, é ineficaz. Ademais, a navegação em ambientes sujeitos a restrições nas condições de visibilidade das câmeras/radares, tais como em ambientes contendo poeira, fumaça e particulados em suspensão, não é recomendada. A técnica de navegação baseada em terreno que realiza as tarefas de localização do veículo, em conjunto com o mapeamento de novas características ambientais (até então inexistentes no banco de dados empregado) é conhecida como Localização e Mapeamento Simultâneos (SLAM).

## 8.6 FILTRO DE KALMAN

Nem sempre é possível medir, com precisão, todas as variáveis necessárias para se controlar um VANT (por exemplo, sua atitude, velocidade, posição e altitude). De forma geral, ruídos sempre estão presentes em tais medições, seja devido a interferências nos sinais recebidos, a vibrações mecânicas/térmicas, ou ao condicionamento eletrônico dos sensores. De forma a se aprimorar a exatidão das variáveis medidas, e conseqüentemente, a eficiência do sistema de navegação do VANT, tais ruídos precisam ser removidos/ atenuados.

O Filtro de Kalman (KF), também conhecido como estimador linear quadrático, é uma técnica matemática que emprega uma série de medições contaminadas por ruído, e produz estimativas de variáveis (ditas, estados) originalmente não mensuráveis, porém linearmente relacionadas às medições. A técnica tem sido desenvolvida e aprimorada ao longo dos anos. O primeiro método usado para se determinar a estimativa ótima de um estado a partir de medições ruidosas foi o método dos “mínimos quadrados”. O filtro de Kalman nada mais é do que uma variante do método supracitado que minimiza o erro quadrático médio dos estados, recorrendo a uma estratégia recursiva.

O funcionamento do filtro de Kalman se dá em duas etapas: (a) predição (sobrescrito -); e (b) atualização (sobrescrito +). Na etapa de predição, os estados de interesse,  $x$ , do filtro são preditos/propagados no tempo, a partir de um modelo dinâmico conhecido (matriz de transição de estados,  $\Phi$ ). Nessa etapa, a incerteza desses estados, representada



pela matriz de covariância,  $P$ , em geral, aumenta. Na etapa de atualização, uma sequência de medições,  $y$ , linearmente relacionada aos estados (matriz  $H$ ) é formada, e o chamado ganho de Kalman,  $K$ , é calculado. Tal ganho nada mais é do que um fator ponderativo que determina se o filtro deve “acreditar” mais no modelo dinâmico definido para os estados (representado pela matriz de covariância do processo,  $Q$ ), ou nas medições recém-aquisitadas (representadas pela matriz de covariância de medição,  $R$ ). Em seguida, o ganho de Kalman é usado para se atualizar a estimativa dos estados ( $x$ ), bem como sua incerteza ( $P$ ), que tende agora a diminuir. Com o passar do tempo, o ganho de Kalman atinge um valor estacionário, indicando que a incerteza mínima para os estados estimados já foi obtida. Em termos de implementação matemática, no domínio discreto, tem-se as seguintes equações:

$$x_k^- = \Phi_k x_{k-1}^+ \quad (181)$$

$$P_k^- = \Phi_k P_{k-1}^+ \Phi_k^T + Q_k \quad (182)$$

$$K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1} \quad (183)$$

$$x_k^+ = x_k^- + K_k (y_k - H_k x_k^-) \quad (184)$$

$$P_k^+ = (I - K_k H_k) P_k^- \quad (185)$$

onde  $k$  é a época de iteração, e  $I$  é uma matriz identidade (de dimensões arbitrárias).

O filtro de Kalman se baseia em duas premissas importantes: (a) o modelo dinâmico dos estados e sua relação com as medições são lineares; e (b) os ruídos que corrompem o modelo dinâmico e as medições são brancos e Gaussianos<sup>24</sup>. Em casos onde a primeira premissa não é cumprida, pode-se implementar variantes do filtro de Kalman, tais como o Filtro de Kalman Estendido (EKF), ou o Filtro de Kalman *Unscented* (UKF). Em casos onde a segunda premissa não é cumprida, recorre-se ao Filtro de Kalman-Schmidt (SKF), ou então, o Filtro de Partículas (PF).

O EKF é, sem dúvida, a variante mais empregada do filtro de Kalman em sistemas de navegação de VANTs, devido à forma não-linear das equações de navegação (vide (172) a (174)),

---

<sup>24</sup> Um ruído branco é um sinal discreto cujas amostras são vistas como uma sequência de variáveis aleatórias não-auto correlacionadas com média zero e variância finita. Ele é considerado gaussiano, quando pode, também, ser representado por uma distribuição (função densidade de probabilidade) normal.



e à sua simplicidade (em comparação ao UKF). Ele também é a topologia mais empregada na integração (fusão) de sistemas de navegação para VANTs, em especial, entre o INS e os GNSSs.

## 8.7 SENSORES DE NAVEGAÇÃO

O sistema de navegação requer uma série de dispositivos (sensores) responsáveis por medir os parâmetros de voo importantes para o VANT, tais como posição, velocidade e atitude. Sensores de navegação básicos para um VANT civil incluem: IMU (três acelerômetros e três girômetros), magnetômetros, receptor GNSS, altímetro barométrico, Lidar, radares, entre outros. A Tabela 31 sumariza as funções primárias de alguns desses sensores de navegação.

**Tabela 31:** Funções primárias de alguns sensores de navegação.

Nome	Medição	Observações
Acelerômetro	Aceleração de força específica	A aceleração linear pode ser convertida em velocidade linear via integração numérica.
Girômetro	Velocidade angular	A velocidade angular pode ser convertida em atitude via integração numérica.
Giroscópio	Atitude	-
Magnetômetro	Campo magnético	A direção do campo magnético pode ser convertida em atitude (guinada)
Tubo de <i>Pitot</i>	Velocidade do ar	Usando pressão dinâmica/estática
Altímetro barométrico	Altitude	Usando pressão barométrica

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 8.7.1 Acelerômetros

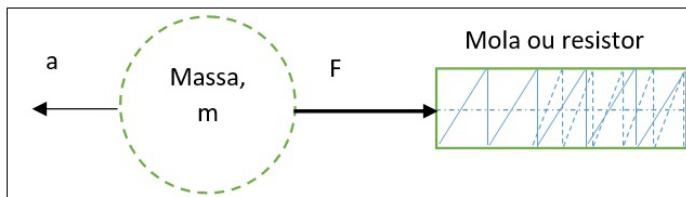
Um acelerômetro é um sensor de navegação capaz de fornecer medições da “aceleração de força específica” atuante no VANT. Tal aceleração deve ser somada à aceleração da gravidade local e duplamente integrada para se ter uma estimativa da velocidade e posição do veículo. Devido à inevitável integração numérica dos erros existentes nas saídas dos acelerômetros, tal método de determinação de posição leva a um acúmulo geralmente inaceitável de erros com o passar do tempo, o qual é diretamente proporcional à qualidade dos sensores. A Tabela 32 lista as saídas de um acelerômetro triaxial, e seus eixos de montagem típicos (no VANT).

**Tabela 32:** Acelerômetros e suas saídas.

Acelerômetro	Eixo	Medição
1	Longitudinal, x	$f_x$
2	Lateral, y	$f_y$
3	Normal/Vertical, z	$f_z$

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A versão construtiva mais simples de um acelerômetro (Figura 93) é o acelerômetro puramente mecânico, que funciona com base na segunda lei de Newton. Ele consiste em uma massa (conhecida como massa de prova), uma mola, um cilindro (para restringir o movimento da massa em apenas um eixo), um amortecedor viscoso, e um mecanismo de detecção (do deslocamento da massa). No acelerômetro puramente mecânico, a aceleração ( $a$ ) do VANT cria uma força inercial ( $F$ ) na direção oposta à massa ( $m$ ) do corpo de prova. Quando tal massa é conhecida, e a força é medida, a aceleração é simplesmente a força dividida pela massa. A medição da força pode ser inferida de diversas maneiras, como por exemplo, através do encolhimento/esticamento da mola conectada à massa, ou da mudança na resistência de um resistor, a qual pode ser convertida em tensão elétrica.

**Figura 93:** Elementos de um acelerômetro mecânico básico.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Atualmente, a maioria dos acelerômetros empregam outros princípios de medição, tais como deflexão de feixes óticos/*lasers*, ressonância, piezo-eletricidade, etc. Os acelerômetros atualmente disponíveis no mercado têm tamanho reduzido (cerca de poucos milímetros), baixo custo (poucos dólares), e alta faixa de medição (até 250 g)<sup>25</sup>. Em um VANT, o acelerômetro deve sempre ser colocado próximo ao centro de gravidade do

<sup>25</sup> g é uma unidade de aceleração linear, que corresponde à aceleração média (padrão) da gravidade sobre a superfície da Terra, a saber,  $1\text{ g} = 9,80665\text{ m/s}^2$ . Apenas a título de ilustração, em um VANT, a aceleração linear raramente ultrapassa 20 g.



veículo, (ou seja, alinhado com dos eixos do corpo), caso contrário, ele medirá acelerações centrípetas espúrias originárias de rotações angulares do veículo.

## 8.7.2 Giroscópios/Girômetros

Dois outros dispositivos de medição importantes existentes em sistemas de navegação de VANTs são os giroscópios e os girômetros. Embora exista bastante confusão em torno das suas nomenclaturas, tais sensores são fundamentalmente diferentes, uma vez que medem grandezas físicas também diferentes. O giroscópio é um sensor puramente mecânico que mede diretamente a atitude do veículo com relação ao espaço inercial. Já o girômetro mede a taxa de variação da atitude, isto é, a velocidade angular, também em relação ao espaço inercial (Tabela 33).

**Tabela 33:** Giroscópios, girômetros e suas saídas.

Sensor	Eixo	Medição	Símbolo
Giroscópio	x	Ângulo de rolamento	$\phi$
	y	Ângulo de arfagem	$\theta$
	z	Ângulo de guinada	$\psi$
Girômetro	x	Velocidade angular	$p$
	y	Velocidade angular	$q$
	z	Velocidade angular	$r$

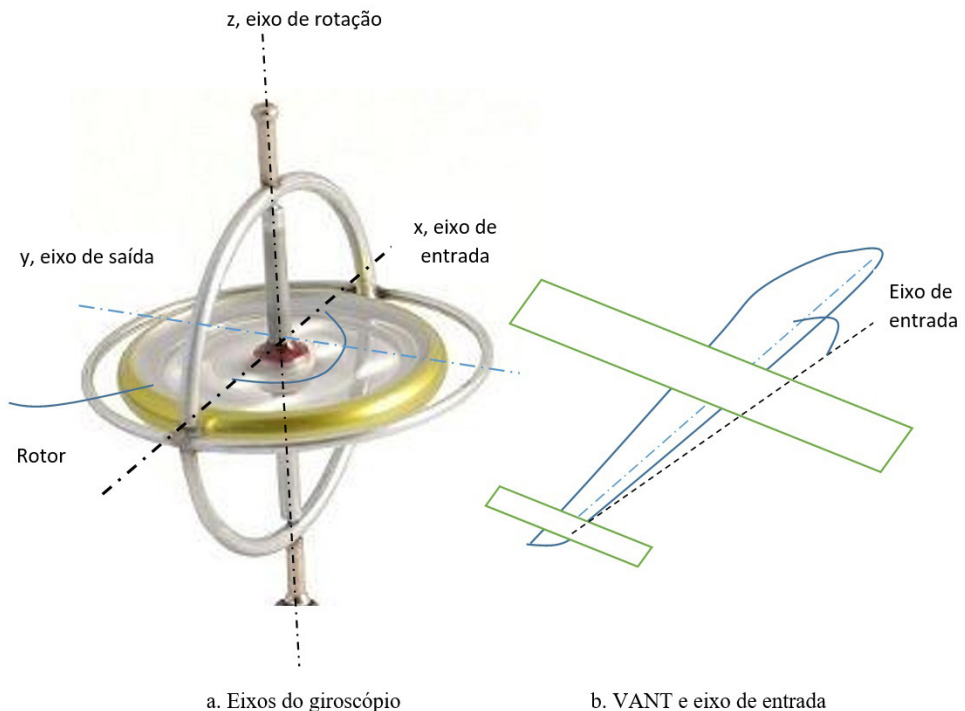
Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Os giroscópios foram os primeiros sensores inerciais angulares a serem desenvolvidos. Eles consistem em um conjunto de rotores (rodas/discos) internos, que giram livremente em torno de um eixo (um rotor por eixo sensitivo). Tais rotores são conectados à estrutura do veículo por meio de cardãs (*gimbals*). De acordo com o princípio da conservação do momento angular, um corpo dotado de rotação tende a permanecer rotacionando (em relação ao espaço inercial), com velocidade angular constante, a menos que seja perturbado por uma força/torque externo. Tal torque é aplicado aos giroscópios sempre que o veículo executa um movimento de rotação. Devido à existência dos cardãs, contudo, tal rotação não é transmitida aos rotores, os quais continuam rotacionando inalteradamente com relação ao espaço inercial. Para acomodar a rotação do veículo, as orientações angulares dos eixos dos cardãs é que são modificadas, passando assim, a representar a atitude do veículo relativa ao espaço inercial. A Figura 94 ilustra um giroscópio mecânico.



Os girômetros, diferentemente dos giroscópios, não são exclusivamente mecânicos. A versão puramente mecânica do girômetro é parecida com a do giroscópio, porém quando o veículo rotaciona (em torno do eixo sensitivo), não é permitido que os rotores continuem girando inalteradamente com relação ao espaço inercial. Ao invés disso, um torque reativo é propositalmente criado, mantendo a direção de rotação do rotor fixa com relação ao sistema de coordenadas do veículo. A velocidade angular experimentada pelo veículo (que é a saída do girômetro) é uma função proporcional do torque gerado (à semelhança da relação aceleração-força que existe para os acelerômetros), o qual pode ser medido por um sensor dedicado (resistor, por exemplo).

A despeito da eficácia dos girômetros mecânicos, eles têm se tornado obsoletos, devido ao seu tamanho e complexidade mecânica. Tecnologias mais baratas e igualmente eficientes de medição da velocidade angular (relativa ao espaço inercial) têm sido desenvolvidas nas últimas décadas. Como exemplo, podem-se citar os girômetros baseados no chamado efeito Sagnac, em especial, os óticos (IFOG), e a *laser* (RLG). Dentre as opções mais baratas, destacam-se os girômetros MEMS, baseados na variação da frequência de ressonância de massas oscilantes.



**Figura 94:** Eixos de um giroscópio.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



Embora os girômetros não forneçam a atitude do VANT diretamente, esta pode ser obtida integrando-se numericamente as velocidades angulares por eles medidas. À semelhança dos acelerômetros, tal integração, particularmente na presença de erros de medição nas saídas do girômetros, resultará em um acúmulo, em geral, inadmissível, de erros nas estimativas da atitude (diretamente proporcional ao tempo de integração). Para se manter uma estimativa confiável (não-divergente) da atitude via girômetros, sensores de altíssima qualidade (à semelhança dos giroscópios) devem ser utilizados, ou então, o sistema deve ser auxiliado por sensores de atitude auxiliares (magnetômetros, por exemplo). Uma IMU auxiliada por magnetômetros é frequentemente conhecida como Sistema de Referência de Orientação e Rumo (AHRS).

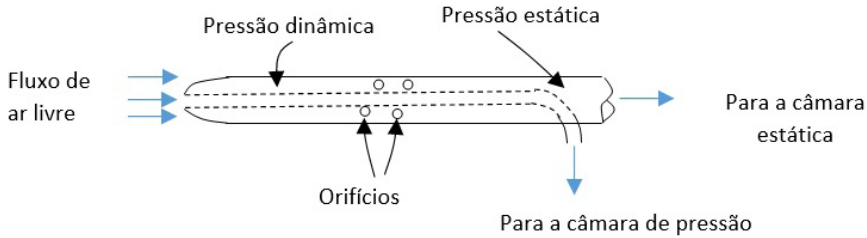
Embora a maioria dos VANTs atuais tenham quase que completamente substituído os giroscópios por girômetros, ainda existem certas aplicações onde o uso de ambos os sensores pode ser encontrado. Em VANTs que implementam uma malha de controle de rolamento com realimentação tacométrica, por exemplo, ambos os sensores são necessários (Figura 66). Nesse caso, os giroscópios são usados para fornecer medições do ângulo de rolamento, enquanto os girômetros, da sua taxa de variação (velocidade angular em torno do eixo  $y$  do veículo).

### 8.7.3 Tubos de Pitot

Os GNSS são uma ferramenta poderosa no que diz respeito à estimação da velocidade do VANT relativa ao solo. Contudo, eles são incapazes de medir a velocidade do mesmo com relação ao ar (basicamente devido ao fato da atmosfera ser dinâmica, isto é, rajadas de vento estão frequentemente presentes). Por motivos de segurança, todas as aeronaves (incluindo VANTs) devem usar um dispositivo chamado tubo de *Pitot* para medir sua velocidade aerodinâmica, isto é, relativa ao ar (Figura 95). Tal velocidade é medida comparando-se a diferença entre as chamadas pressões estática e dinâmica. A pressão dinâmica é obtida pela ponta do tubo de *Pitot*, a qual é montada na direção do fluxo de ar. Ela recebe o nome de “dinâmica” pois evidencia o ganho de pressão resultante do impacto da velocidade do veículo com relação ao ar. A pressão estática, por outro lado, é medida por orifícios dispostos perpendicularmente à direção do fluxo de ar.

De acordo com o princípio de Bernoulli, para um fluxo de ar incompressível ( $Mach < 0,3$ ), a soma da pressão estática ( $P_s$ ) e da pressão associada ao impacto da velocidade aerodinâmica do veículo permanece constante, e igual à pressão dinâmica ( $P_d$ ), isto é:

$$P_d = P_s + \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (186)$$



**Figura 95:** Tubo de Pitot.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Como o tubo de *Pitot* mede a diferença entre  $P_d$  e  $P_s$ , é possível se determinar a velocidade aerodinâmica ( $V$ ) do VANT a partir da equação (180) (assumindo a densidade de ar,  $\rho$ , conhecida). No entanto, para um fluxo compressível (ou seja, quando  $Mach > 0,3$ ), e/ou velocidades supersônicas, a equação (180) não pode ser usada, uma vez que o princípio de Bernoulli não é mais válido. Em tais condições de voo, a pressão dinâmica passa a ser função do número de Mach:

$$P_d = P_s \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (187)$$

onde  $\gamma$  é uma constante que representa a razão do calor específico (ao nível do mar, por exemplo,  $\gamma = 1,4$ ), e  $M$  é o número de Mach. Pela equação (187), portanto, o número de Mach de voo pode ser calculado usando um tubo de *Pitot*.

Dentre as limitações dos tubos de *Pitot*, destaca-se sua incapacidade de registrar velocidades abaixo de cerca de 15 m/s. Além disso, a localização dos seus orifícios pode, eventualmente, produzir erros de fator de escala nas leituras (de até 5%), o que torna sua calibração pré-voo, indispensável. Dentre os locais mais indicados para a instalação dos tubos de *Pitot*, destacam-se: (a) sob a asa; (b) no nariz da fuselagem; e (c) ao lado da fuselagem (parte frontal ou intermediária). Os tubos *Pitot* são normalmente aquecidos durante voos a altas altitudes, visando evitar a formação de gelo devido às baixas temperaturas externas.

## 8.7.4 Altímetros

Um altímetro, ou sensor de altitude, é um instrumento ativo usado para se medir a altitude do VANT com relação a uma determinada superfície de referência. Dois altímetros largamente usados em VANT, em adição aos GNSS (que fornecem “altitude geodésica”), são: (a) o altímetro barométrico; e (b) o radar altimétrico.



O altímetro barométrico fornece a altitude do VANT acima do nível do mar (isto é, “altitude ortométrica”), medindo a pressão atmosférica local. As principais tecnologias construtivas de altímetros barométricos para navegação se valem de sensores piezo-resistivos. O radar altimétrico, por outro lado, mede a altitude do VANT com relação ao terreno (isto é, “elevação” ou “altura”). Isto é feito medindo-se o tempo de trânsito necessário para que um sinal (onda eletromagnética) emitido pelo sensor atinja o terreno, seja refletido pelo mesmo, e retorne ao veículo. Radares altimétricos são muito mais precisos e mais caros do que os altímetros barométricos. Eles são muito utilizados em sistemas de “pouso às cegas”, e para indicar a tolerância de aproximação vertical do VANT em regiões montanhosas.

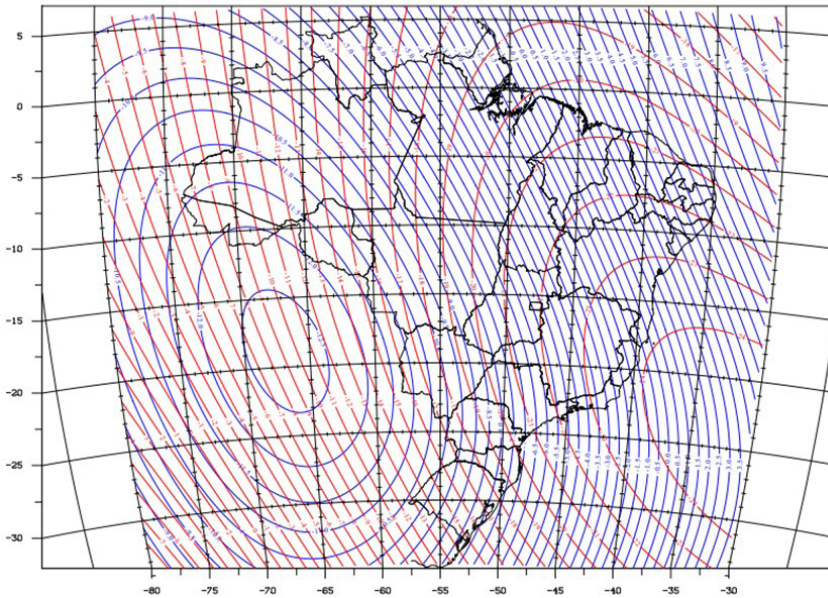
### 8.7.5 Bússolas/Magnetômetros

Uma bússola é um dispositivo mecânico capaz de indicar a direção do “norte magnético”. O norte magnético é, em geral, diferente do norte geográfico, sendo bastante usado por agências de aviação civil de todo o mundo na designação de pistas de pouso de aeronaves. Se um VANT for programado para pousar sem o auxílio do piloto automático, ele deve ser equipado com uma bússola (ou magnetômetro), de forma a determinar sua orientação com relação ao norte magnético (chamada de guinada magnética). A guinada verdadeira do VANT (isto é, com relação ao norte geográfico) e a guinada magnética se relacionam pela chamada “declinação magnética”, a qual é função da localização do veículo sobre a superfície da Terra (Figura 96), e é bem descrita por modelos empíricos (por exemplo, o Modelo Magnético Mundial (WMM)).

Os magnetômetros, por outro lado, são dispositivos/sensores que medem a densidade de fluxo magnético local. Eles são considerados “bússolas digitais” e podem ser classificados em dois tipos básicos: (a) escalar; e (b) vetorial. Um magnetômetro escalar mede apenas a magnitude da densidade de fluxo magnético, enquanto um magnetômetro vetorial mede a magnitude e a direção do mesmo. Um magnetômetro vetorial, quando sujeito apenas à densidade de fluxo magnético da Terra, pode ser usado como uma fonte alternativa de atitude para o VANT. Qualquer objeto ou anomalia que distorça o campo magnético da Terra, contudo, também é detectado pelo magnetômetro. Portanto, procedimentos de calibração de magnetômetros são de suma importância antes do voo.



## DECLINACAO MAGNETICA 2021.7



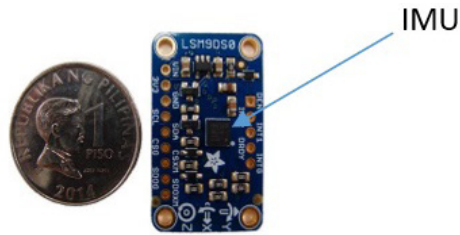
**Figura 96:** Declinação magnética sobre o Brasil.

(Laboratório Nacional de Astrofísica -LNA, 2021).

## 8.7.6 Módulos MEMS

No passado, a maioria dos sensores de navegação eram baseados em elementos mecânicos, os quais eram relativamente grandes e pesados. Com os recentes avanços nas técnicas de miniaturização e fabricação de microcontroladores, uma nova tendência em sistemas de navegação tem surgido, segundo a qual vários sensores são integrados em uma unidade de navegação compacta (*chip* único), com precisão aceitável, e preços acessíveis. Sistemas Micro-Eletromecânicos (MEMS) são o nome desse novo grupo de sensores de baixo custo, os quais estão disponíveis para uma ampla gama de aplicações, desde a medição de pressão/temperatura até aceleração/atitude. Esses sensores combinam os benefícios da alta precisão dos circuitos eletrônicos com a alta resistência dos sistemas mecânicos, ainda que em nível miniaturizado. Além disso, suas interfaces analógicas/ digitais permitem uma fácil integração dos mesmos com um microcontrolador.

A Figura 97 ilustra um módulo MEMS *Adafruit* 9-DOF que contém uma IMU, magnetômetros triaxiais, e um sensor de temperatura embutido. As dimensões do módulo são 33 mm×20 mm×2 mm, a massa é de apenas 2,3 g, e o preço de venda é de cerca de US\$40. O módulo *Adafruit* 9-DOF é alimentado por uma tensão analógica de 2,4 a 3,6 V e é equipado com interfaces seriais SPI e I2C.



**Figura 97:** Módulo MEMS Adafruit 9-DOF (LSM9DS0).

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 8.8 PERTURBAÇÕES DE VOO

Existem vários fenômenos naturais que interferem na direção (atitude) e/ou velocidade de voo de um VANT. Tais fenômenos, chamados de “perturbações de voo”, incluem: turbulências, rajada de vento, tempestades, efeito Coriolis, anomalias magnéticas, entre outros. Perturbações de voo têm impactos negativos na aeronavegabilidade do VANT e podem resultar na falha de uma missão. Portanto, eles devem ser considerados no projeto do sistema de navegação.

### 8.8.1 Rajadas de Vento

Vento é um dos fenômenos mais corriqueiros da atmosfera, sendo caracterizado por correntes de ar que fluem horizontalmente com relação à superfície da Terra. Diferentes regiões da Terra têm diferentes magnitudes/direções predominantes de vento, as quais dependem da natureza da circulação geral da atmosfera e das zonas latitudinais. A velocidade do vento, por exemplo, é menor em baixas altitudes (cerca de 50 km/h) e maior em altas altitudes (até 200 km/h).

Os efeitos do vento podem ser divididos em dois componentes: (a) vento frontal; e (b) vento cruzado (ou de través). O vento frontal é o componente do vento que atua no plano  $xz$  (principalmente ao longo do eixo  $x$ ) do VANT. Ele atua no sentido de diminuir (vento de proa) ou aumentar (vento de cauda) a velocidade (relativa ao solo), modificando o alcance do veículo. Já o vento cruzado atua no plano  $xy$  perpendicular à velocidade aerodinâmica (ou seja, ao longo do eixo  $y$ ), e atua no sentido de desviar o veículo para a direita ou para a esquerda. O vento cruzado muda a direção do voo (ângulo de rumo), de forma que o piloto deve, constantemente, corrigi-la usando o leme (isto é, mudando o ângulo de guinada<sup>26</sup>).

<sup>26</sup> Conforme já definido, o ângulo de guinada ( $\psi$ ) é o ângulo, no plano horizontal, formado entre o eixo longitudinal ( $x$ ) do VANT e a direção norte. O ângulo de rumo ( $\chi$ ), por outro lado, é definido entre o norte e a direção de efetiva movimentação do VANT, também no plano horizontal. Em condições de voo com vento cruzado, o eixo longitudinal do VANT não coincide necessariamente com a direção de voo. A diferença angular entre tais direções é chamada de ângulo de derrapagem ( $\beta$ ).

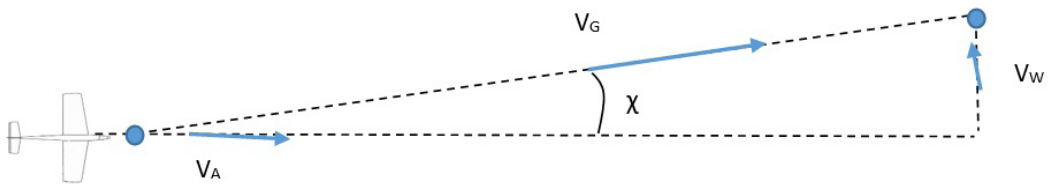


O vento não influencia a autonomia do VANT, mas tão somente seu alcance de voo (Figura 98). A velocidade do VANT relativa ao solo ( $V_G$ ), e o rumo da aeronave ( $\chi$ ), dependem da velocidade do vento ( $V_W$ ), como segue:

$$\vec{V}_G = \vec{V}_A + \vec{V}_W \quad (188)$$

$$\chi = \tan^{-1} \left( \frac{V_W}{V_A} \right) \quad (189)$$

onde  $V_A$  é a velocidade aerodinâmica do VANT, e o símbolo  $\rightarrow$  indica que as grandezas são vetoriais.

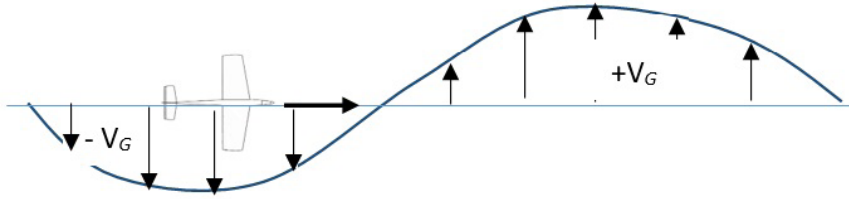


**Figura 98:** Influência do vento na direção e velocidade do VANT relativa ao solo.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Outro fenômeno atmosférico importante são as rajadas de vento. Em meteorologia, rajada é a condição caracterizada pelo aumento repentino da velocidade do vento (em geral, acima de 8 m/s). Ela é mais breve do que uma tempestade, durando, em geral, menos de 20 segundos. Dentre as causas das rajadas, destaca-se a passagem forçada do vento por entre obstáculos (naturais ou não), tais como edifícios, terrenos irregulares e montanhas. Em geral, rajadas de vento são menos frequentes sobre superfícies uniformes (tais como oceanos).

Os modelos mais usados para se avaliar o desempenho de VANTs sujeitos a rajadas de vento, são os propostos por Von Karman e Dryden (Rauw, 2001). De acordo com esses modelos, as componentes transversais da velocidade da rajada podem ser representadas por combinações de padrões senoidais e/ou cossenoidais (Figura 99).



**Figura 99:** Rajada horizontal senoidal.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 8.8.2 Ruído de Medição

Ruído, por definição, é qualquer sinal indesejado que corrompa a saída de um sistema, seja ele natural ou não. Sensores de navegação são corrompidos por diferentes tipos de ruídos, os quais são igualmente provenientes de diferentes fontes. De forma geral, contudo, dois tipos principais de ruídos se destacam: (a) ruídos brancos (Figura 100), e (b) ruídos rosas (também chamados de ruídos  $1/f$ , ou *flicker*). Em sistemas de navegação de VANTs, o ruído pode ser atenuado por meio de filtros. Exemplos de filtros comumente empregados são: (a) passa-baixa; (b) filtro complementar, e (c) filtro de Kalman.

## 8.8.3 Rotação do Rotor/Hélice

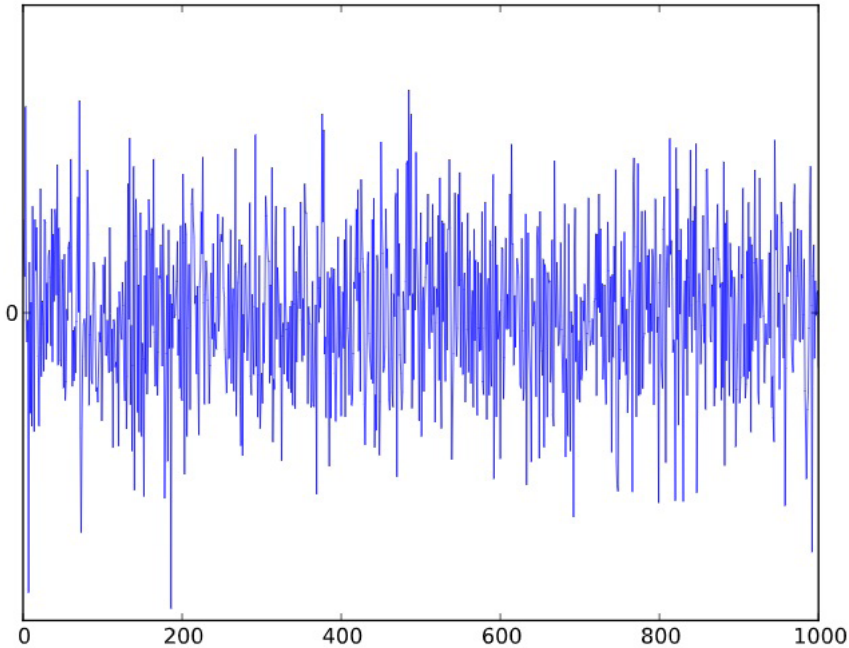
VANTs são equipados com hélices (quando da utilização de motores elétricos ou de pistão) ou turbinas, os quais atuam como rotores giratórios. Esses rotores aplicam momentos angulares (torques) no veículo, causando um fenômeno denominado “precessão”, segundo o qual o nariz do VANT é desviado da trajetória pretendida. A precessão acontece toda vez que um corpo dotado de velocidade angular tem a direção do seu eixo de rotação alterada. Como consequência, uma variação angular (precessão) é originada em um eixo perpendicular ao eixo de rotação, visando contrabalancear a alteração (trata-se, na verdade, do mesmo princípio de conservação do momento angular, segundo o qual funcionam os giroscópios mecânicos explicados na Seção 8.7.2).

Quando o rotor está girando em torno do eixo  $x$  (que é, geralmente, o caso), um momento de arfagem (propóital) para cima/baixo origina uma variação na taxa de guinada para a esquerda/direita, dada por:

$$\dot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + q \frac{N_R}{I_{zz}} \quad (190)$$



onde  $N_R = I_R \omega_R$  é o momento angular do rotor/hélice, o qual é função do seu momento de inércia ( $I_R$ ) em torno do eixo de rotação, e da sua velocidade angular ( $\omega_R$ ).



**Figura 100:** Ruído branco.

Créditos: Morn - Trabalho próprio, CC BY-SA 3.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2013).

Da mesma forma, um momento de guinada para a esquerda/direita origina uma variação na arfagem para cima/baixo. Uma solução para anular a precessão devida à rotação do rotor/hélice consiste em se empregar dois rotores com sentido de rotação opostos (ou seja, se o motor esquerdo gira no sentido horário, o motor direito deve girar no sentido anti-horário).

### 8.8.4 Efeito Coriolis

A força de Coriolis é uma força que atua sobre objetos que se movimentam com relação a um referencial, o qual, por sua vez, gira com relação a um referencial inercial. A deflexão (na trajetória) de um objeto devido à tal força é chamada de “efeito Coriolis”. A aceleração de Coriolis ( $a_C$ ) de um VANT que se move com velocidade  $V_G$  com relação à Terra (referencial girante) é calculada como:

$$\vec{a}_C = 2\vec{\Omega} \times \vec{V}_G \quad (191)$$



onde  $\Omega$  é o vetor velocidade angular da Terra, cuja magnitude corresponde a cerca de 360 graus/h (ou  $7,292 \times 10^{-5}$  rad/s), e  $\times$  representa a operação “produto vetorial”. O produto vetorial indica que o eixo de rotação da Terra, a direção da velocidade do VANT e a direção da força de Coriolis dão origem a um triedro ortogonal. A força de Coriolis ( $F_C$ ) aplicada a um VANT de massa  $m$ , por consequência, é:

$$\vec{F}_C = m\vec{a}_C \quad (192)$$

A força de Coriolis aplica-se sempre ao centro de gravidade do VANT, resultando em uma mudança na sua velocidade relativa ao solo (e não ao ar). Este efeito é insignificante para um VANT de pequeno porte voando por apenas poucos minutos. No entanto, para um VANT de grande porte (como *Global Hawk*), com uma missão de voo longa (por exemplo, 40 horas), este efeito não pode ser negligenciado. Um VANT de grande porte, por exemplo, voando no hemisfério norte e para a direção norte, deve inclinar seu nariz para a esquerda para compensar o efeito Coriolis. O mesmo vale para um VANT voando no hemisfério sul, com exceção de que ele deverá se desviar para a direita. Em geral, as compensações relativas ao efeito Coriolis são implementadas internamente no Sistema de Navegação Inercial (INS) do VANT.

## 8.9 PROCESSO DE PROJETO DO SISTEMA DE NAVEGAÇÃO

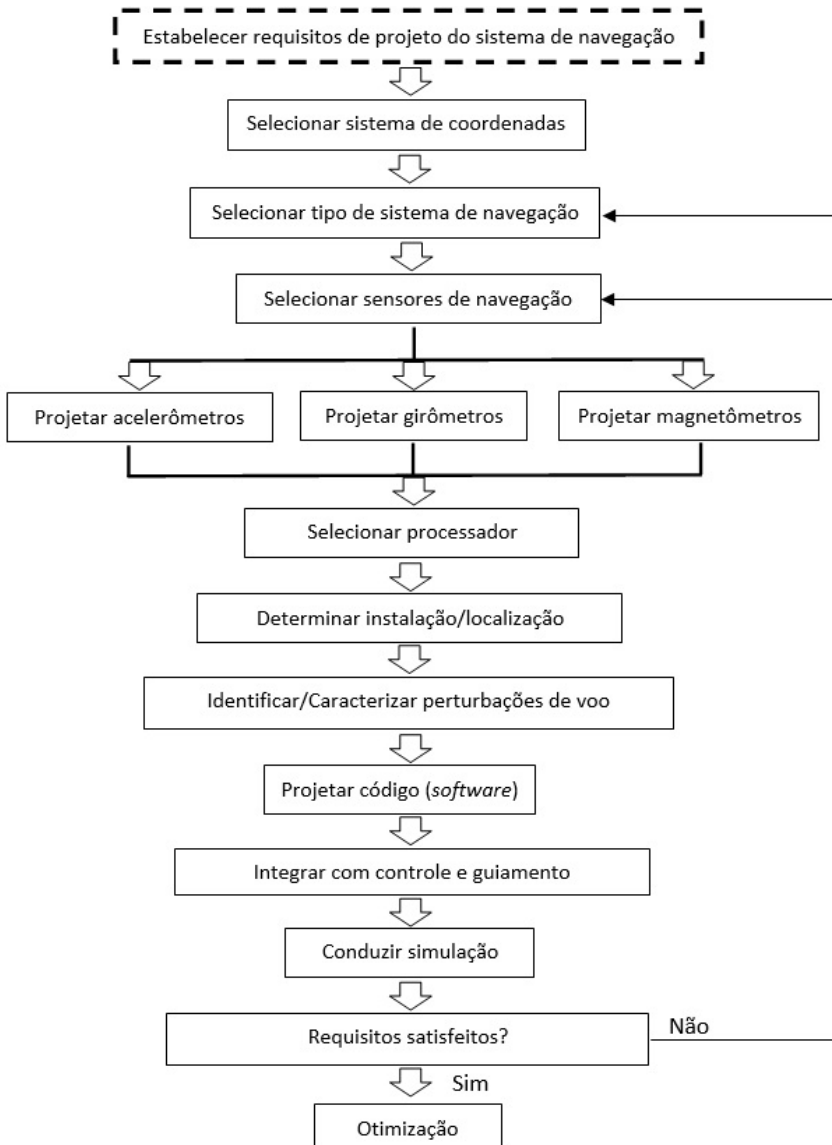
Ao se projetar um sistema de navegação para VANT, deve-se selecionar o tipo (tecnologia) de sistema de navegação, os sensores, e, em seguida, realizar cálculos, simulação, integração e análise. O projeto do sistema de navegação é realizado em paralelo com o projeto dos sistemas de guiamento e controle. A Figura 101, em particular, ilustra o processo de projeto do sistema de navegação inercial de um VANT, como um subsistema do piloto automático.

A navegação inercial, como já mencionado, é de baixo custo, porém fornece uma solução divergente no tempo, a qual requer constantes correções de outras tecnologias de navegação (GNSS, por exemplo). Os GNSS, por outro lado, não podem ser usados como fonte de navegação única para VANTs, uma vez que sua disponibilidade está sujeita ao bloqueio, interferência ou mesmo indisponibilidade dos sinais dos satélites.

Para se reduzir custos e melhorar a confiabilidade, uma solução comum é integrar (fusão sensorial) o INS com os GNSSs (em geral, através de um filtro de Kalman). Em um sistema INS/GNSS integrado, o GNSS fornece dados de posição/velocidade para atualizar/



corrigir o INS, o qual mantém a solução de navegação em caso de indisponibilidade do GNSS. Duas topologias de integração INS/GNSS são: (a) fracamente acoplada e (b) fortemente acoplada. A versão fortemente acoplada tem a capacidade de realizar a fusão sensorial de forma mais robusta, permitindo que vários erros e fontes de ruído existentes nos sinais/saídas do INS e GNSS sejam levados em conta, isto é, estimados e/ou mitigados.



**Figura 101:** Processo de projeto do sistema de navegação inercial.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

# CAPÍTULO 9

## Microcontrolador



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Discutir fundamentos básicos de um microcontrolador;
2. Analisar o circuito interno de um microcontrolador;
3. Explicar as classificações e componentes de um micro-controlador;
4. Analisar a programação de um microcontrolador;
5. Desenvolver um programa em C;
6. Desenvolver um programa em Arduino;
7. Desenvolver um programa em MATLAB para controlar um dispositivo por meio de placas Arduino;
8. Discutir linguagens de programação de alto nível;
9. Analisar pilotos automáticos comerciais de código aberto para uma missão de voo;
10. Discutir o conceito de sistemas embarcados;
11. Analisar procedimentos de projeto de microcontroladores.

### 9.1 INTRODUÇÃO

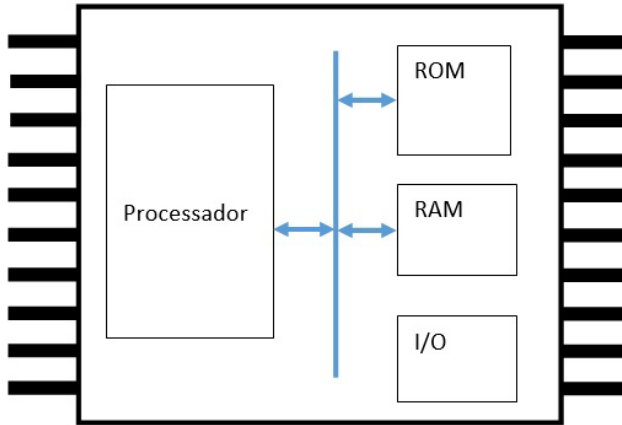
O piloto automático é o componente responsável pela execução das atividades relacionadas ao controle de voo dos Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs). Tais atividades são, na verdade, implementadas por meio de um microcontrolador, o qual assume o papel de “coração” do piloto automático.

Um microcontrolador é essencialmente um Circuito Integrado (IC) que é programado para realizar uma tarefa específica. Os microcontroladores são projetados para aplicações embarcadas, diferentemente dos microprocessadores (também conhecidos como Unidades de Processamento Central, ou CPU), os quais são usados em computadores pessoais e/ou outras aplicações de uso geral, principalmente na forma de processadores de dados (Figura 102). Um microcontrolador pode ser considerado um sistema independente, contendo seu próprio processador, memória e periféricos.

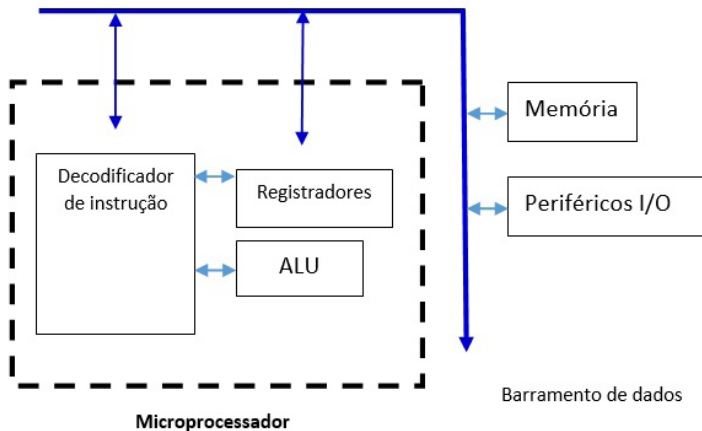
Existem basicamente quatro elementos em um microcontrolador: (a) micro-processador; (b) Memória Somente de Leitura (ROM); (c) Memória de Acesso Aleatório (RAM); e (d) periféricos de entrada e saída (I/O). Em contraste, existem três elementos



principais dentro de um microprocessador: (a) decodificador de instrução; (b) registradores; e (c) Unidade Lógica Aritmética (ALU). A memória e os periféricos de entrada/saída são externos ao microprocessador e se comunicam através do barramento de dados.



a. Microcontrolador

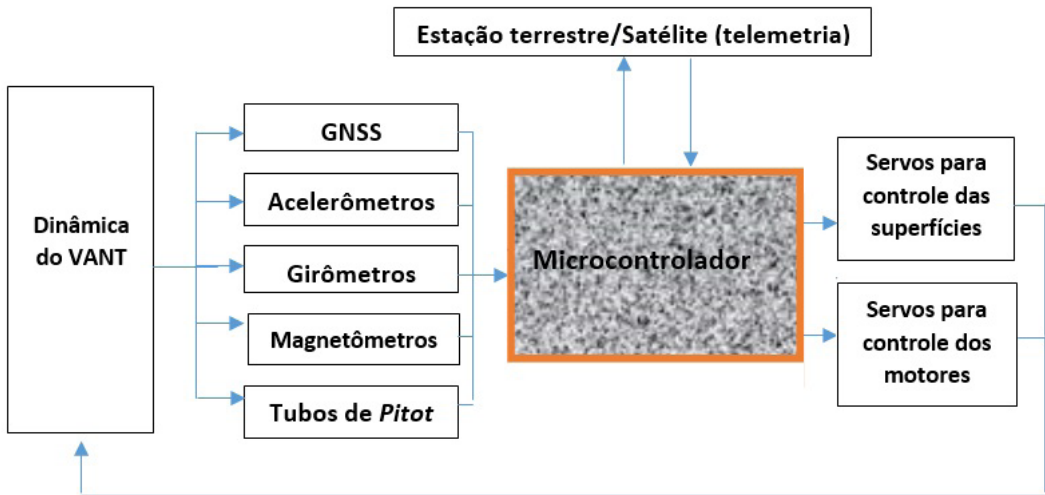


b. Microprocessador

**Figura 102:** Estruturas de um microcontrolador e microprocessador.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A Figura 103 ilustra as conexões (entradas/saídas) típicas de um microcontrolador de VANT. Ele recebe sinais de dispositivos de medição e, em seguida, envia comandos para os elementos atuadores. Alguns fabricantes/fornecedores de microcontroladores são: Intel; Microchip; ARM; Texas Instrument; Ardupilot; Toshiba, Philips, Atmel, Siemens, Pilots-in-Command (PIC) e Motorola.



**Figura 103:** Conexões de um microcontrolador.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

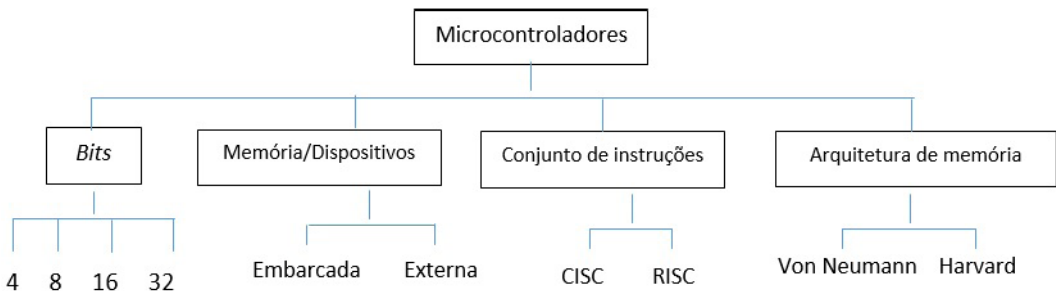
## 9.2 FUNDAMENTOS

Um microcontrolador possui diversos periféricos, os quais são, em geral, integrados em um único *chip*, o que lhe confere baixo peso e custo. Ele também é equipado com conversores Analógico-Digital (A/D), e, eventualmente, conversores Digital-Analógico (D/A). Para o armazenamento do programa, dados e parâmetros operacionais, vários tipos de memórias, tais como a RAM, ROM e memória *flash* são utilizados. Para fins de interconexão dos subsistemas, diversas interfaces de entrada/saída estão disponíveis. Como exemplos, podem-se citar: portas seriais; Circuito Inter-Integrado (I2C), também conhecido como Interface de Dois Fios (TWI); Interface Periférica Serial (SPI); e rede de área do controlador. Microcontroladores geralmente contêm portas de Entrada/Saída de Uso Geral (GPIO), as quais são configuráveis via *software*.

A maioria dos microcontroladores também conta com temporizadores, contadores de eventos, geradores de Modulação por Largura de Pulso (PWM) e gerador de relógio *watchdog*. Outros itens eventualmente disponíveis são: (a) fonte de alimentação; (b) Barramento Universal Serial (USB); (c) *Display* de Cristal Líquido (LCD); (d) botões; e (e) potenciômetros. O tamanho e o custo de um microcontrolador dependem das necessidades de computação, tais como, velocidade, capacidade de memória, número de portas I/O (entrada/saída); consumo de energia e temporizadores.



Os microcontroladores podem ser classificados de acordo com vários aspectos, incluindo *bits*, memória, conjunto de instruções e arquitetura. A arquitetura Harvard, em particular, exige que o programa e os dados estejam em memórias separadas, as quais são acessadas por meio de barramentos independentes. Consequentemente, os acessos ao código não entram em conflito com os acessos aos dados, o que melhora o desempenho do sistema. Como desvantagem, esta arquitetura requer mais componentes (*hardware*), já que necessita de dois barramentos e dois *chips* de memória. Na arquitetura de Von Neumann, por outro lado, o programa e os dados são armazenados juntos e acessados pelo mesmo barramento. Isso implica que os acessos ao programa e aos dados podem entrar em conflito, levando a atrasos indesejáveis. A Figura 104 ilustra algumas das classificações aplicáveis a microcontroladores.



**Figura 104:** Classificações de microcontroladores.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

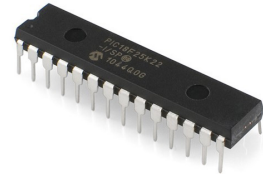
### 9.2.1 Microcontrolador vs. Microprocessador

Um microcontrolador (MCU) possui muitas semelhanças e diferenças com um microprocessador (MPU). O microprocessador tem apenas capacidade de processamento (como o Pentium IV, Core 2 Duo e i7, da Intel), não possuindo RAM, ROM ou outros periféricos no *chip*. Já um microcontrolador contém um (ou mais) núcleos de processamento (CPUs), além de memórias e periféricos I/O programáveis. Um microcontrolador é projetado para aplicações embarcadas, diferentemente de um microprocessador, que é usado principalmente em computadores pessoais e *laptops*. A Tabela 34 ilustra uma comparação entre um microprocessador e um microcontrolador.

**Tabela 34:** Comparação entre microprocessador e microcontrolador.

Critério	Microprocessador	Microcontrolador
Custo	Alto	Baixo
Uso de energia	Médio a alto	Muito baixo a baixo
Aplicações	Computadores <i>desktop</i> , <i>laptops</i> , blocos de notas, <i>lpad</i> , celulares	Eletrodomésticos, câmeras digitais, brinquedos, robôs
Velocidade de processamento	Muito alta	Baixa a alta
Partes externas	Várias	Algumas
Fabricantes	Intel, ARM, AMD, IBM, Samsung, Motorola	Texas Instruments, Microchip, Fujitsu, Silicon Labs, Intel
Memória interna	Não	Sim
Armazenamento	Disco rígido (128 GB até 2 TB)	Memória <i>flash</i> (32 kB a 2 MB)

Forma típica



Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 9.2.2 Tipos de Encapsulamento

Os microcontroladores são fabricados/encapsulados em vários formatos, a depender da aplicação, requisitos funcionais e recursos de entrada/saída. Em geral, existem três tipos de encapsulamentos principais: (a) *through-hole*; (b) superficial (SMT); e *chip* único (CSP).


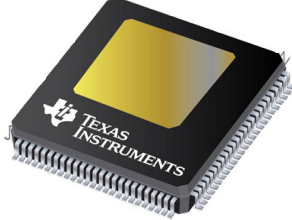
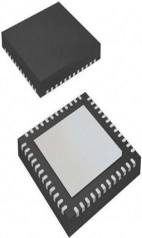
Em um encapsulamento *through-hole*, terminais são montados nos componentes, os quais são inseridos em orifícios perfurados de uma Placa de Circuito Impresso (PCB) e, em seguida, soldados a conexões no lado oposto. Este formato de encapsulamento fornece uma forte fixação mecânica em comparação com o encapsulamento superficial. A maioria dos encapsulamentos *through-hole* tem a forma de Encapsulamento Duplo em Linha (DIP), ou Pino Duplo em Linha (DIPP), os quais contêm um alojamento central e duas fileiras paralelas de pinos elétricos.

Os componentes da tecnologia SMT são montados diretamente na superfície de uma PCB, podendo ter pinos curtos ou terminais de vários estilos. Essa técnica de encapsulamento possui algumas desvantagens: (a) o processo de fabricação é muito mais sofisticado; e (b) componentes SMT não podem ser usados diretamente em uma placa de ensaio (*protoboard*). O encapsulamento CSP, por fim, é uma espécie de Circuito Integrado



(IC) em forma de *chip*. Essa tecnologia de encapsulamento é mais sofisticada que as outras duas, e por isso, é mais cara. A Tabela 35 ilustra três exemplos de encapsulamento de microcontroladores e seus recursos.

**Tabela 35:** Encapsulamentos de microcontroladores.

Amostra			
<b>Pinos</b>	28	100	-
<b>Nome</b>	<i>Through-hole</i>	SMT	CSP

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

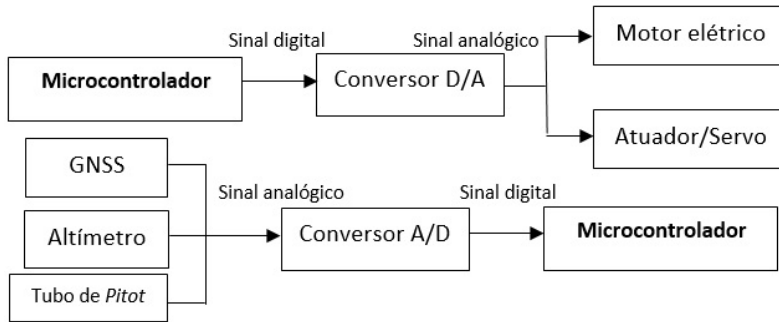
## 9.2.3 Módulos/Componentes

Os principais módulos de um microcontrolador são:

- **Núcleo do processador:** O núcleo do processador (CPU) é a parte mais importante de qualquer microcontrolador. Ele contém a ALU, a unidade de controle e os registradores (ponteiro da pilha, contador do programa, registrador acumulador, arquivo de registro, etc.);
- **Memória:** A memória é um elemento de armazenamento de informações, a qual pode ser dividida em memória de programa e memória de dados. Exemplos de memórias incluem a Memória de Acesso Aleatório Estática (SRAM), a Memória Somente de Leitura Programável Apagável (EEPROM), entre outras;
- **Temporizador/Contador:** O temporizador/contador é usado para registrar/contar eventos e medir intervalos. A maioria dos microcontroladores possui pelo menos um temporizador/contador. Os temporizadores, em particular, são usados para uma variedade de tarefas, desde a medição de simples atrasos até a geração de formas de onda (por exemplo, PWM). Cada temporizador é basicamente um contador que é incrementado ou decrementado a cada passo do relógio;
- **I/O digital:** Um sinal pode ser digital (sequência de 0s e 1s) ou analógico (como tensão e corrente). Praticamente todos os microcontroladores têm pelo menos 1 a 2 pinos de I/O digitais que podem ser conectados diretamente a outros *hardwares* de interesse;



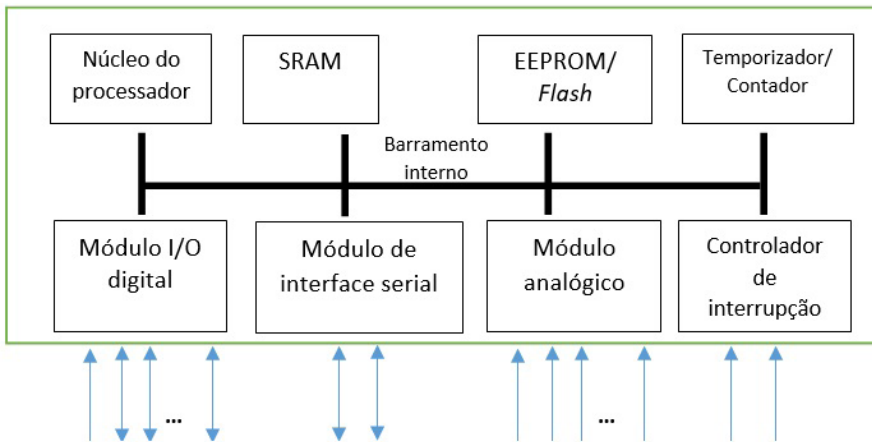
- **I/O analógica:** As entradas e saídas analógicas são a interface do microcontrolador para com o mundo externo (tipicamente, não-digital). Além de I/Os, a maioria dos microcontroladores possui conversores Analógico-Digital (A/D) integrados, que diferem entre si, apenas quanto ao número de canais e resolução (8–12 bits);
- **Controlador de interrupção:** As interrupções são úteis para parar temporariamente o fluxo normal do programa em caso de eventos externos ou internos (importantes);
- **Interfaces:** O objetivo básico de qualquer interface é permitir que o microcontrolador se comunique com outras unidades (por exemplo, outros microcontroladores, periféricos, ou um computador *host*). Uma interface pode ser categorizada de acordo com uma variedade de propriedades. Elas podem ser seriais ou paralelas, síncronas ou assíncronas, usar um barramento ou comunicação ponto-a-ponto, ser *full-duplex* ou *half-duplex*, ser baseadas no princípio mestre-escravo ou “parceiros iguais”, etc.;
- **Temporizador *watchdog*:** Sistemas de segurança críticos constituem uma área de aplicação importante de microcontroladores; logo, é crucial que estes estejam protegidos contra erros no programa (*software*) e/ou no equipamento (*hardware*). O temporizador *watchdog*, às vezes chamado de COP, é particularmente usado para monitorar a execução do *software*, e evitar travamentos indesejados (*bugs*). Tal temporizador, uma vez habilitado, inicia uma contagem regressiva que, quando zerada, reinicializa o controlador e o programa. Para evitar a reinicialização do controlador em condições normais de operação do microcontrolador, o *software* deve reinicializar o *watchdog* antes que sua contagem chegue a zero;
- **Conversor A/D e D/A:** Os processadores são construídos para interpretar e processar dados digitais (ou seja, 0s e 1s); logo, eles não são capazes de lidar diretamente com eventuais sinais analógicos a eles enviados (por exemplo, por dispositivos periféricos). Assim, o conversor Analógico-Digital (A/D) é o módulo usado para converter dados de entrada analógicos (por exemplo, tensão elétrica) em valores digitais representativos. Um recurso menos comum em microcontroladores é o conversor Digital-Analógico (D/A) que permite ao processador produzir sinais analógicos (níveis de tensão). A Figura 105 exhibe aplicações típicas de conversores A/D e D/A;
- **Unidade de depuração:** Alguns controladores são equipados com um *hardware* adicional capaz de depurar remotamente o *chip* a partir de um computador auxiliar.



**Figura 105:** Aplicações típicas de conversores A/D e D/A.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A Figura 106 ilustra o esquemático básico de um microcontrolador e suas conexões (entradas/saídas) típicas.



**Figura 106:** Esquemático básico de um microcontrolador.

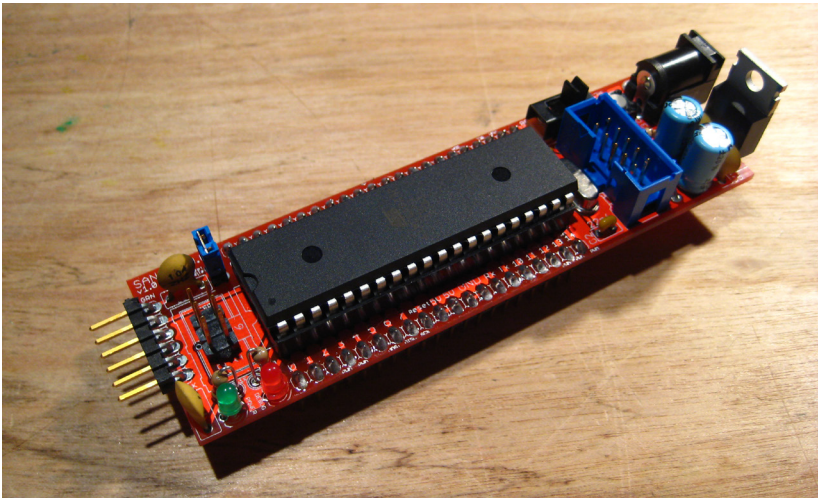
Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 9.2.4 Atmel ATmega644P

Nesta Seção, são apresentadas as características de um microcontrolador bastante empregado em VANTs, a saber, o ATmega644P, produzido pela Atmel. O ATmega644P é um microcontrolador de 8 bits da família AVR, de baixa potência, e conjunto de instruções RISC. Seu consumo de corrente, quando no modo ativo (1 MHz, 1,8 V de alimentação, e 25 °C) é de 0,4 mA. Em termos de I/Os e encapsulamento, ele possui 32 portas de entrada/saída programáveis, e PDIP de 40 pinos.



O ATmega644P conta com os seguintes recursos: 64 kb de memória *flash* programável com capacidade de leitura durante a gravação; EEPROM de 2 kb; SRAM de 4 kb; 32 registradores de uso geral; contador de tempo real; três temporizador/contadores flexíveis com modos de comparação e PWM; duas interfaces seriais USART (Transmissor/Receptor Síncrono/Assíncrono Universal) programáveis; uma interface I2C orientada por *byte*; um conversor A/D de 10 bits e 8 canais, com estágio de entrada diferencial opcional e ganho programável; um temporizador *watchdog* programável com oscilador interno; e uma Interface Periférica Serial (SPI). A Figura 107 ilustra uma placa de desenvolvimento baseada no microcontrolador ATmega644P.



**Figura 107:** Pinagem de um ATmega644P.

Créditos: Zach Hoeken - Flickr: Sanguino v1.0, CC BY-SA 2.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2008c).

## 9.3 INTERFACE COM ATUADORES/SENSORES

Diversos dispositivos externos podem ser conectados a um microcontrolador, visando fornecer um sinal ao mesmo, ou serem controlados por ele. Motores de Corrente Contínua (CC), por exemplo, são um dos dispositivos padrão quando se trata de controlar o movimento de quadricópteros. Eles são responsáveis por gerar empuxo, o qual é convertido em força de sustentação. Existem dois métodos de se fornecer energia e controlar um motor CC: via *drivers* (a) lineares; e (b) PWM. Os *drivers* lineares mudam a tensão de entrada no motor visando alterar sua velocidade. Em contraste, um *driver* PWM controla a velocidade do motor, alterando o período de tempo (*duty cycle*) em que ele é alimentado com tensão



total. A vantagem do *driver* PWM, em comparação com o linear, é que ele amplifica o torque, uma vez que a tensão disponível sobre o motor é sempre a tensão total (ainda que somente em uma parcela do tempo). Os *drivers* PWM geralmente utilizam as chamadas “pontes H” para o acionamento dos motores CC.

Servomotores (ou simplesmente servos) são outros dispositivos muito populares em VANTs, os quais são utilizados principalmente na deflexão das superfícies de controle. Um servo é um motor elétrico que permite o controle preciso da sua posição angular, velocidade e aceleração. Os servos são geralmente controlados via sinal PWM, embora a *duty cycle*, nesse caso, não excursiona de 0 a 100%. Embora a amplitude do movimento e os períodos de tempo variem de modelo para modelo, a relação é linear. Um pulso de 1,5 ms (em um período de 20 ms) faz geralmente, com que um servo se mova para sua posição neutra (meio da faixa de giro). Os servos possuem três terminações: (a) alimentação (+); (b) terra (-); e (c) controle. O fio de controle (uma das extremidades) é geralmente o único que precisa ser conectado ao microcontrolador para receber o sinal comandado.

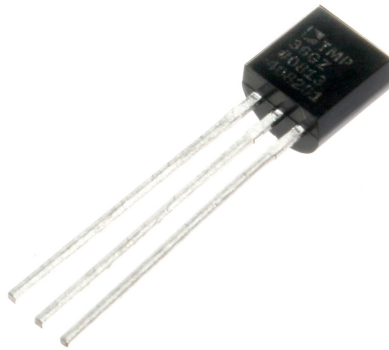
Há uma variedade de sensores usados em VANTs para fins de medição, tais como sensores temperatura, pressão, altitude, atitude, velocidade aerodinâmica e posição. A saída da maioria desses sensores é analógica, embora saídas digitais também sejam encontradas. Do ponto de vista de um microcontrolador, existem apenas quatro tipos de sensores; aqueles que usam: (a) um protocolo de comunicação serial; (b) sinais analógicos; (c) sinal digital binário (ligado/desligado); e (d) uma sequência de pulsos. O potenciômetro, por exemplo, é um transdutor eletromecânico, cujo elemento principal é um resistor variável (Figura 108). Ele converte a posição linear ou angular do mecanismo a ele conectado em uma tensão elétrica. Um potenciômetro possui três fios; o do meio é o sinal a ser medido e os outros dois são para alimentação elétrica (+ e -).



**Figura 108:** Exemplo de potenciômetros.



Outro exemplo de sensor largamente interfaceado com microcontroladores é o TMP36 da Analog Devices (Figura 109). O TMP36 é um sensor de temperatura baseado em silício, de baixa tensão e baixo custo. Ele fornece uma saída em tensão que é linearmente proporcional à temperatura medida. A Tabela 36 resume as principais características de um sensor de temperatura TMP36.



**Figura 109:** Sensor de temperatura TMP36.

Oomlout - Sensor de temperatura (TMP36) - TMP36-01 Carregado por bomazi, CC BY-SA 2.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2009).

**Tabela 36:** Características de um sensor de temperatura TMP37.

Parâmetro	Valor
Faixa de temperatura	-40°C a +125°C
Tensão	2,7 V a 5,5 V
Corrente	Menor que 50 $\mu$ A
Linearidade	$\pm 0.5^\circ\text{C}$
Fator de escala	20 mV/ $^\circ\text{C}$
Precisão	$\pm 2^\circ\text{C}$
Dimensão	3x3x1,45 mm

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 9.4 SISTEMAS EMBARCADOS

A utilização de microcontroladores em VANTs é um exemplo claro de aplicação dos chamados “sistemas embarcados”. Um sistema embarcado é um sistema microprocessado construído para controlar uma (ou mais) funções, e que, em geral, não pode ser (re) programado pelo usuário final (diferentemente de um Computador Pessoal (PC), por



exemplo). Muitos dispositivos, tais como robôs, carros modernos, eletrodomésticos, brinquedos e portas automáticas são equipados com sistemas embarcados.

Um sistema embarcado é composto principalmente por: (a) processador; (b) memória; (c) periféricos; e (d) *software*. Os microcontroladores, por outro lado, são sistemas dotados de processador, memória e periféricos, de modo que, em muitos casos, tudo o que é necessário para transformá-los em um sistema embarcado é adicionar um *software*.

## 9.5 PROGRAMAÇÃO DE MICROCONTROLADORES

Um VANT requer o desenvolvimento de um grande número de programas, ou *softwares*, incluindo: (a) *software* de simulação de voo; (b) *software* da Estação de Controle Terrestre (GCS); (c) *Software* de Planejamento da Missão (MMS); e (d) *software* do microcontrolador. Os programas dos microcontroladores devem caber na memória disponível no *chip*, uma vez que é inviável (caro) conceber um sistema que dependa de memória externa e/ou expansível. Em geral, o procedimento de programação de um microcontrolador consiste nas seguintes etapas:

- Elaboração de um código (em uma linguagem de programação de alto nível) para o microcontrolador, usando um Ambiente de Desenvolvimento Integrado (IDE). Linguagens de programação de alto nível típicas são: (a) C; (b) C++; (c) C#; (d) Python; e (e) JavaScript. Novas ferramentas de desenvolvimento de *software* têm melhorado a eficiência do desenvolvimento de códigos, bem como reduzido os erros. Técnicas de projeto baseadas em modelo, por exemplo, têm permitido o desenvolvimento de *softwares* a nível de requisitos e arquitetura, flexibilizando a necessidade de programação exclusivamente via linhas de código;
- Depuração do código. O teste e a depuração de *softwares* são tarefas importantes e muitas vezes demoradas, as quais englobam uma grande parte do ciclo de desenvolvimento geral do VANT. Os testes são realizados com o objetivo de verificar se a programação atende aos requisitos e não contém erros (*bugs*);
- Compilação do código em código binário, o qual o microcontrolador possa executar. Escrever um programa diretamente em linguagem de máquina (*Assembly*) é uma tarefa entediante. Qualquer código de programa escrito em uma linguagem de alto nível, como C++, precisa ser traduzido em código de máquina antes de ser executado por um processador. Esta tradução é feita por um programa denominado “Compilador” ou “*Assembler*”;



- Um programador (um equipamento de *hardware*, e não uma pessoa) é usado para transferir (carregar) o código do computador para o microcontrolador. O tipo mais comum de programador é um ICSP (*In-Circuit Serial Programmer*).

O uso de *softwares* de terceiros pode economizar custos de engenharia em projetos de VANTs. Como desvantagem, o projetista abre mão da capacidade de reprogramação e adaptação irrestrita dos códigos. Os *softwares* fornecidos por terceiros são, às vezes, chamados de *firmwares*.

## 9.6 PROGRAMAÇÃO EM C

A linguagem C é uma linguagem de alto nível estruturada e independente. Ela permite ao engenheiro de *software* desenvolver programas sem se preocupar com as plataformas (*hardware*) onde eles serão implementados. Existem basicamente três etapas envolvidas na execução de um programa em C, a saber:

- **Criação de um programa.** Um programa deve ser escrito em C usando um *software* editor de texto (IDE) e, em seguida, o arquivo deve ser salvo. A extensão padrão do mesmo é “c” (por exemplo, arquivo.c);
- **Compilação do programa.** C é uma linguagem de alto nível; logo, ela necessita de um *software* compilador para convertê-la em um código binário que possa ser executado por um computador. O compilador traduz a instrução do programa em um “programa objeto”. Um novo arquivo é gerado e armazenado com o mesmo nome, porém com uma nova extensão: “obj” (por exemplo, arquivo.obj);
- **Execução do programa.** Após a compilação, o arquivo gerado pode ser executado, digitando o nome do mesmo (por exemplo, arquivo.obj) e pressionando “Enter”. Isso deve resultar na saída. Nesta fase, nenhum *software* é necessário.

A estrutura geral de um programa em C é ilustrada na Figura 110:

```

Include header file section
Global declaration section
Main()
{
    Declaration part
    Executable part
}
User-defined functions
{
    Statement
}

```

**Figura 110:** Estrutura geral de um programa em C.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



## 9.6.1 Exemplo de Código: Detecção de um LED Defeituoso

Nesta Seção, é apresentado um exemplo de código (em linguagem C), concebido para detectar um LED (do inglês, *Light-Emitting Diode*) defeituoso. Considere que um sistema de controle tenha sido projetado por meio de um circuito com alguns resistores e um LED conectado ao pino 1 do ATmega644p. Deseja-se saber se o LED funciona ou se está avariado. Para isso, o microcontrolador pode ler, através de uma de suas entradas digitais, a saída do LED, de forma que, um nível lógico baixo (0), indicará um LED funcional, e um nível lógico alto (1), um LED defeituoso (Figura 111).

```
# include <avr/io.h>
# include <util/delay.h>
Int main (void)
{
    unsigned int LEDstatus;
    DDRA = 0xff;
    PORTA = 0xfe;
    _delay_us(1);
    LEDstatus = PINB & 0x01;
    return 0;
}
```

**Figura 111:** Exemplo de código em C para detectar um LED defeituoso.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Para entender melhor como este programa funciona, cada linha é explicada a seguir:

- **# include <avr/io.h>**: Esta linha incluiu o arquivo de cabeçalho especificado (avr/io.h) no processo de compilação. Quase todo programa em C contem essa linha, pois ela inclui arquivos adicionais que definem aspectos estruturais da memória, como por exemplo, os nomes dos registradores. Se tal arquivo não for incluído, o programador deve endereçar os registradores pelo endereço de memória, ao invés do nome;
- **# include <util/delay.h>**: Esta linha inclui a biblioteca de atraso (util/delay.h) no processo de compilação, a qual possui funções que fazem com que o microcontrolador fique ocioso por um determinado período de tempo;
- **int main (void) {}**: Esta é a principal função do programa. Todo programa escrito em linguagem C deve possuí-la, pois é partir dela que se inicia sua execução. Esta linha também informa que o programa não recebe nenhuma informação de entrada (void), mas retorna um número inteiro após a sua execução (int);



- **unsigned int LEDstatus;** Aqui, o programa inicializa uma variável inteira sem sinal (LEDstatus), na qual o programa armazenará as informações coletadas do *status* do LED;
- **DDRA = 0xff;** Esta linha define o conteúdo do Registrador de Direção de Dados da porta A (DDRA) para o valor hexadecimal<sup>27</sup> (0x) ff, o qual transforma todos os seus 8 pinos em saídas. Apesar de apenas um dos pinos ser efetivamente usado no exemplo, é comum definir todos como saídas;
- **PORTA = 0xfe;** Esta linha define todos os bits no registrador de dados para o nível lógico alto (1), exceto o bit 0. Como o circuito usa lógica invertida (ou seja, o LED é ativado em nível lógico baixo), isso acende o LED. Na prática, o valor hexadecimal “fe” pode ser substituído pela sua respectiva representação em qualquer outra sintaxe, como por exemplo, 11111110 (em binário) ou 254 (em decimal). A sintaxe hexadecimal é comumente usada devido à sua compactação e fácil conversão de/para binário (cada caractere hexadecimal corresponde a um bloco de quatro bits);
- **\_delay\_us (1);** Esta é uma chamada para uma função da biblioteca de atraso que faz com que o microcontrolador fique inativo por 1  $\mu$ s. Embora não seja necessária, ela permite que o sistema se estabilize totalmente antes que o *chip* verifique o *status* do LED;
- **LEDstatus = PINB & 0x01;** Existem três registradores para cada uma das portas de 8 bits do Atmega644p: PINx, PORTx, DDRx. Nesta linha do código, em particular, o programa lê as entradas na porta B. O resto da linha executa uma operação lógica “E”, bit a bit no valor lido, e o armazena na variável LEDstatus, inicializada anteriormente. A operação lógica “E” bit a bit compara cada bit dos dois *bytes* (PINB e 0x01) e fornece um novo valor, o qual possui nível lógico alto (1) em cada bit se ambos os *bytes* de entrada também possuírem nível lógico alto. No programa, essa operação faz com que apenas o bit de dados correspondente ao pino 0 da porta B (pino 1 no ATmega644p) seja salvo e ignora os outros sete bits da porta;
- **return 0;** A linha final do código retorna o inteiro definido como valor de saída na declaração da função. A instrução de retorno tem o efeito adicional de interromper imediatamente a execução da função;

---

<sup>27</sup> O sistema hexadecimal (0x) é um sistema de numeração posicional que representa os números em base 16, empregando, portanto, 16 símbolos. São eles: S = {0,1,2,3,4,5,6,7,8,9,a,b,c,d,e,f}.



- } : Embora a instrução *return* diga ao programa para sair da função, este colchete significa que a definição da função está completa e quaisquer linhas adicionais pertencem a alguma outra parte do código.

## 9.7 ARDUINO

O Arduino é um *hardware*/Ambiente de Desenvolvimento Integrado (IDE) de código aberto, capaz de se comunicar diretamente com sensores, bem como processar dados brutos. O Arduino possui uma gama completa de subprodutos de *hardware*, incluindo placas, módulos, *shields* (elementos que podem ser conectados a uma placa para fornecer recursos extras) e *kits*. Com o passar dos anos, o Arduino se tornou muito popular, de forma que ele tem sido adotado em milhares de projetos industriais, incluindo VANTs. O site do Arduino<sup>28</sup> fornece vários recursos, incluindo códigos e procedimentos de instalação do pacote de *software* do Arduino. O IDE do Arduino permite ao usuário redigir um programa e carregá-lo diretamente em uma placa, via cabo USB. As placas Arduino mais populares são: Uno, Due, Mega, Leonardo, Micro, Mini, MKR, Nano, Pro e Fio.

Para se implementar um projeto de VANT com o Arduino, três componentes principais são necessários: (a) uma placa Arduino; (b) *hardwares* externos (incluindo *shields* e demais circuitos); e (c) o IDE do Arduino. Como o Arduino é um *hardware* de código aberto, é possível encontrar vários dispositivos “compatíveis com o Arduino” disponíveis para projetos de VANTs.

### 9.7.1 Programação de Arduino

O IDE do Arduino contém um editor de texto para redação do código, uma área de mensagem, um console de texto, uma barra de ferramentas com botões para funções comuns e uma série de menus. Os programas escritos em Arduino são chamados de “esboços”, do inglês *sketches*. Quando o IDE do Arduino é usado para elaboração de um código, é possível carregá-lo diretamente em uma placa Arduino sem nenhum compilador separado. Este recurso é possível graças a um elemento interno conhecido como *bootloader*. Na prática, o comando “Verificar” compila e verifica (depura) se há erros no código. Já o botão da barra de ferramentas que possui uma seta para a direita compila o código e o carrega na placa Arduino. Comandos adicionais são encontrados nos cinco menus: Arquivo, Editar, Esboço, Ferramentas e Ajuda. A Figura 112 ilustra a janela do IDE do Arduino e seus principais itens de menu.

---

<sup>28</sup> [www.arduino.cc](http://www.arduino.cc)



**Figura 112:** IDE do Arduino e seus principais itens de menu.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A linguagem de programação do Arduino pode ser dividida em três partes principais: funções, valores (variáveis e constantes) e estrutura. Funções são empregadas para controlar a placa Arduino e realizar cálculos. Variáveis são usadas para introduzir constantes e tipos de dados do Arduino. A estrutura de um programa Arduino, por fim, é muito semelhante a de um programa em C. Ela contém duas funções principais: (a) *setup()*; e (b) *loop()*. A função *setup()* é chamada quando um processo é iniciado. Ela é usada para inicializar as variáveis, definir funções de entrada/saída dos pinos, e incluir bibliotecas, as quais fornecem funcionalidades extras para os *sketches*. Como o nome indica, a função *loop()* implementa ciclos consecutivos, permitindo que o programa seja adequadamente executado. A Tabela 37 e Tabela 38 listam várias funções e sintaxes de programação do Arduino.

**Tabela 37:** Exemplos de funções do Arduino.

Grupo de funções	Exemplo
I/O digital	<code>digitalRead(); digitalWrite(); pinMode()</code>
I/O analógica	<code>analogRead(); analogReference(); analogWrite()</code>
Temporização	<code>delay(); delayMicroseconds(); micros(); millis()</code>
Matemática	<code>abs(); constrain(); map(); max(); min(); pow(); sq(); sqrt()</code>
Trigonometria	<code>cos(); sin(); tan()</code>
Caracteres	<code>isAlpha(); isAscii(); isControl(); isDigit(); isGraph(); isPrintable()</code>
Bits e <i>bytes</i>	<code>bit(); bitClear(); bitRead(); bitSet(); bitWrite(); highByte(); lowByte()</code>
Comunicação	<code>serial; stream</code>
USB	<code>keyboard; Mouse</code>

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 38:** Elementos estruturais de um programa em Arduino.

Grupo de sintaxe	Exemplo
Esboço	loop(); setup()
Estrutura de Controle	break; continue; do...while; else; for; goto; if...else; return; while
Geral	#define (definição); #include (inclusão); /* */ (comentário em bloco); // (comentário na linha); ; (ponto e vírgula); {} (colchetes)
Operadores aritméticos	% (lembrete); * (multiplicação); + (adição); - (subtração); / (divisão); = (atribuição)
Operadores de comparação	!= (diferente de); < (menor que); <= (menor ou igual a); == (igual a); > (maior que); >= (maior ou igual a)
Operadores lógicos	! ("não" lógico); && ("e" lógico);    ("ou" lógico)
Operadores de acesso de ponteiro	& (operador de referência); * (operador de não-referência)

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

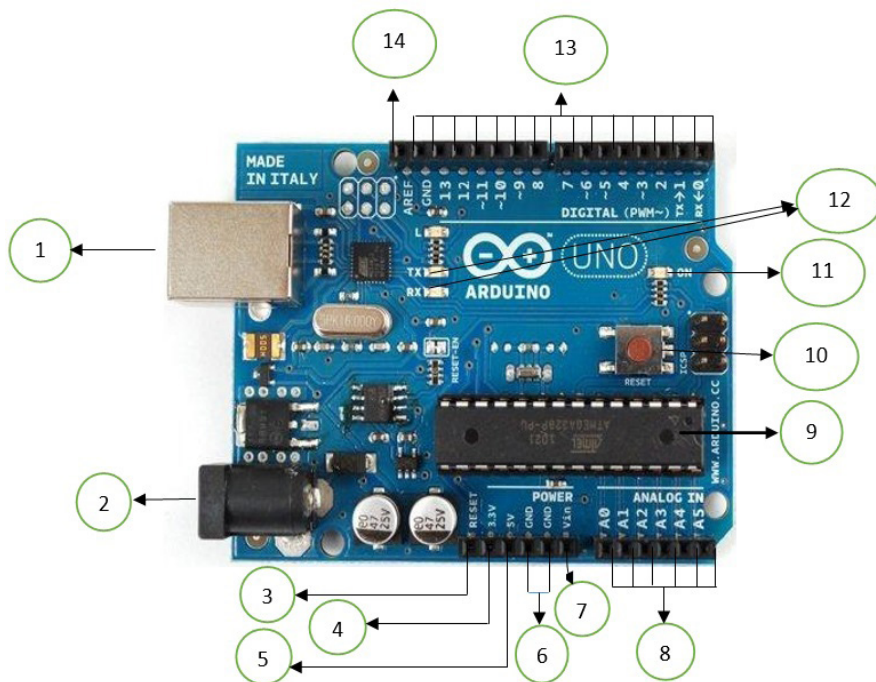
## 9.7.2 Arduino Uno

O *hardware* Arduino Uno é a placa mais popular da família Arduino. A Figura 113 ilustra seus elementos principais, os quais são detalhados a seguir:

- **Alimentação:** A placa Arduino Uno pode ser alimentada conectando-se um cabo USB de um *laptop*/computador à sua conexão USB (1). Outra forma consiste em se conectar uma fonte de alimentação CA externa em seu terminal (2). O pino Vin (7) também pode ser usado para alimentar a placa a partir de uma fonte de alimentação externa;
- **Reinicialização:** Uma placa Arduino Uno (isto é, seu programa) pode ser reinicializada usando o botão de reinicialização (10) ou conectando-se um botão de reinicialização externo ao pino identificado como RESET (3);
- **Pinos de saída de energia:** Uma placa Arduino Uno pode fornecer energia elétrica para elementos externos. Uma alimentação de 3,3 V é disponibilizada no pino (4), e uma alimentação de 5 V no pino (5). O aterramento é feito através do pino (6);
- **Pinos analógicos:** Existem cinco pinos de entrada analógica: A0 a A5. Sensores analógicos externos são conectados à placa por meio desses pinos;
- **Microcontrolador:** Cada placa Arduino Uno possui um microcontrolador (em geral, o ATmega328p), o qual é fabricado pela empresa Atmel;
- **LED indicador de alimentação:** Este LED acende quando a placa Arduino Uno é conectada a uma fonte de alimentação;



- **LEDs TX e RX:** O LED TX pisca durante a transmissão de dados seriais. O LED RX, por outro lado, pisca quando um sinal é recebido;
- **I/O digitais:** Existem 14 pinos de entrada/saída (I/O) digitais. Esses pinos podem ser configurados como entradas, para ler valores lógicos (0 ou 1), ou saídas digitais. Seis pinos marcados com “~” podem ser usados para gerar PWM;
- **AREF:** O pino AREF denota “referência analógica”. Ele pode ser usado para definir uma tensão de referência externa (entre 0 e 5 V), que funcionará como limite superior para os pinos de entrada analógica.



**Figura 113:** Elementos de uma placa Arduino Uno.

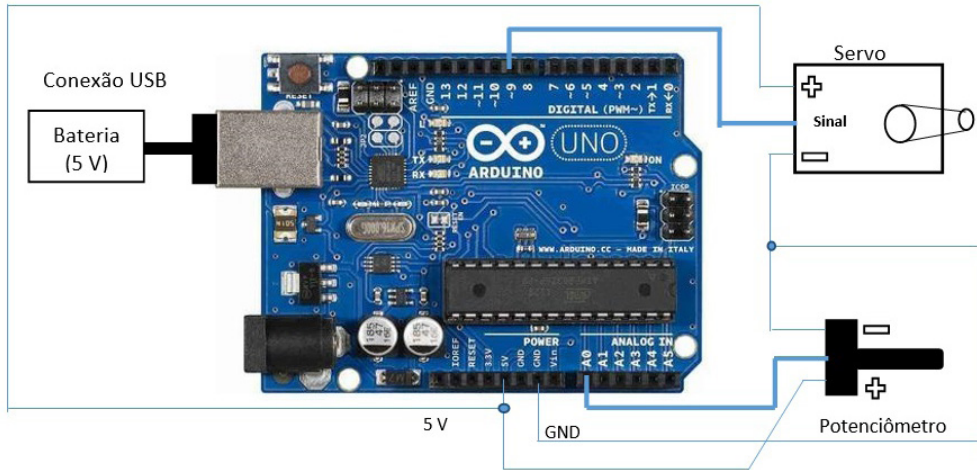
Créditos: Pete Prodoehl - Flickr: Arduino Uno, CC BY 2.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2011).

### 9.7.3 Exemplo de Código: Controle em Malha Aberta de um Servo

Nesta Seção, é apresentado um exemplo de programa em Arduino, destinado ao controle da posição de um servomotor, via potenciômetro. Uma aplicação geral deste experimento é o controle do ângulo de arfagem de um VANT, quando da conexão do servomotor ao profundor do veículo. Este exemplo usa a biblioteca “servo” do Arduino. Para a implementação, quatro itens de *hardware* são necessários: (a) placa Arduino; (b)



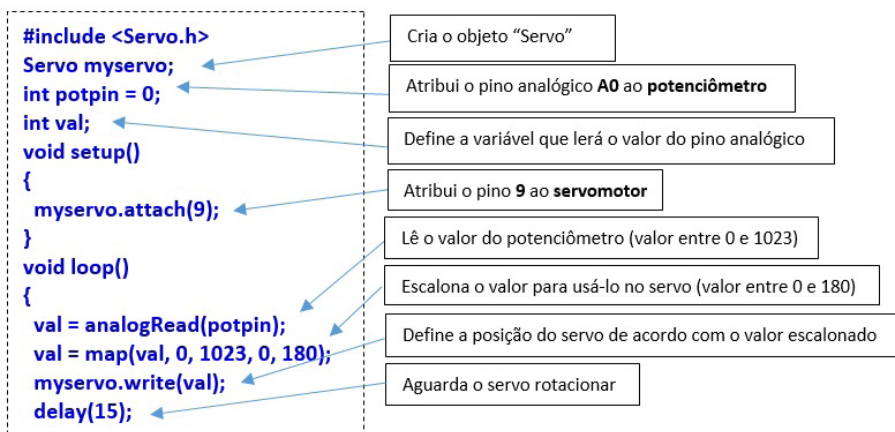
servomotor; (c) um potenciômetro; e (d) fios de conexão. O servomotor e o potenciômetro (Figura 114) possuem três fios; o fio do meio do potenciômetro, e de uma das extremidades do servomotor, correspondem aos sinais medidos e comandados, respectivamente, e os outros dois correspondem à alimentação elétrica (+ e -).



**Figura 114:** Esquemático do sistema de controle do servo.

Créditos: Oomlout - ARDU-UNO-03-Front, CC BY-SA 2.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2014).

Na Figura 115 é apresentado o código que deve ser redigido e carregado na placa Arduino. Quando o código for carregado e a cablagem concluída, o servomotor deverá girar e, em seguida, parar na posição angular desejada, a qual é definida pelo potenciômetro.



**Figura 115:** Programa em Arduino para controle do servo.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



## 9.7.4 Arduino e MATLAB

O MATLAB, com sua linguagem de programação de alto nível, possui um pacote especial de suporte a *hardwares* Arduino. Como o MATLAB inclui milhares de funções matemáticas, de engenharia e de plotagem integradas, ele permite ao usuário analisar e visualizar os dados coletados do Arduino de forma rápida e eficiente. O usuário também pode se conectar, se comunicar interativamente, e controlar as saídas do Arduino via MATLAB. A aplicação do pacote de suporte MATLAB em placas Arduino é um tipo de simulação *Hardware-In-the-Loop* (HIL).

Como exemplo, A Figura 116 ilustra um código MATLAB que faz com que um LED em um Arduino Due pisque a cada 2 segundos. Para sua execução, deve-se seguir o seguinte procedimento: (a) conectar uma placa Arduino Due a um computador usando um cabo USB; (b) executar o *software* MATLAB no computador; (c) instalar o pacote de suporte MATLAB para *hardwares* Arduino; (d) redigir o *script* MATLAB abaixo; e (e) executar o código. Ao invés de um código MATLAB, um modelo Simulink também pode ser empregado para controlar um dispositivo via uma placa Arduino.

```
ledPin = 'D13';  
deltaT_blink = 2;  
port = 'COM5';  
board = 'Due';  
a = Arduino(port,board);
```

**Figura 116:** Exemplo de programa em MATLAB para interfaceamento com Arduino.

Fonte: Adaptador de Sadraey (2020).

## 9.8 PILOTOS AUTOMÁTICOS COMERCIAIS DE CÓDIGO ABERTO

Existem diversos pilotos automáticos de código aberto atualmente disponíveis no mercado. Um projetista de VANT, portanto, tem a opção de selecionar um deles e focar exclusivamente na sua incorporação/integração com o veículo. A seguir, alguns dos principais pilotos automáticos comerciais de código aberto são apresentados.



## 9.8.1 ArduPilot

O *ArduPilot* é um *hardware* de piloto automático para uso em VANTs autônomos (Figura 117). Ele é capaz de controlar multicópteros, aeronaves de asa fixa, helicópteros tradicionais e *rovers* terrestres. O *kit* de programação embarcada é baseado em Arduino, daí o nome *ArduPilot*. O *ArduPilot* possui funções de decolagem e pouso autônomo, bem como comandos especiais, tais como controles de câmera e vídeo.



**Figura 117:** Um octocóptero utilizando ArduPilot.

Créditos: Jürg Vollmer - Obra do próprio, CC BY-SA 3.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2013).

O *ArduPilot* é equipado com telemetria bidirecional e comando em voo. Seu *hardware* inclui girômetros, acelerômetros, magnetômetros e altímetro barométrico para medição de altitude. Além disso, o *ArduPilot* possui um processador à prova de falhas de *hardware* e pode retornar à base se a comunicação com o rádio-controle for perdida. Seu sistema de controle emprega uma lei PID, a qual pode ser sintonizada pelo usuário. O custo de um piloto automático *ArduPilot* é de cerca de US\$200 a US\$300.

## 9.8.2 PX4 Pixhawk

O *PX4 Pixhawk* é um piloto automático profissional de código aberto, com ambiente de programação semelhante ao Unix/Linux, e que pode ser usado em qualquer veículo, desde VANTs a *rovers* terrestres. O microprocessador do *PX4* é equipado com um núcleo STM32F427 Cortex M4 de 32 bits/168 MHz, memória RAM de 256kb, memória *flash* de 2 MB, e um coprocessador STM32F103 de 32 bits à prova de falhas. Os sensores incluem



girômetros ST Micro L3GD20H de 16 bits, acelerômetros/magnetômetros ST Micro LSM303D de 14 bits, e um altímetro barométrico MEAS MS5611. A massa do *PX4* é de apenas 38 g, e suas dimensões, em termos de comprimento, largura e espessura são 81,5 mm, 50 mm e 15,5 mm, respectivamente.

### 9.8.3 MicroPilot

A empresa *MicroPilot* comercializa diversos pilotos automáticos comerciais, os quais atendem tanto pequenos quanto grandes fabricantes de VANTs (NASA, Raytheon e Northrop Grumman). Em 2010, a *MicroPilot* introduziu um piloto automático de redundância tripla (MP21283X) para VANTs de asa rotativa e fixa. Ele é integrado com girômetros/acelerômetros triaxiais, GPS, altímetro barométrico, sensores de velocidade aerodinâmica, em uma única placa eletrônica.

O MP21283X tem capacidade de guiamento por *waypoints*, com controle de altitude e velocidade aerodinâmica. Conversores A/D de 24 bits para cada girômetro, e uma taxa de amostragem de 1 kHz fornecem desempenho elevado para estimativa de atitude. Em seu sistema de controle, o MP21283X tem malhas de realimentação PID sintonizáveis pelo usuário. Ele pode controlar de 8 a 24 servos, com taxa de atualização de 50 Hz. Em termos de telemetria, o MP21283X disponibiliza 100 campos definidos pelo usuário, os quais são transmitidos a uma taxa de 5 Hz.

### 9.8.4 WooKong

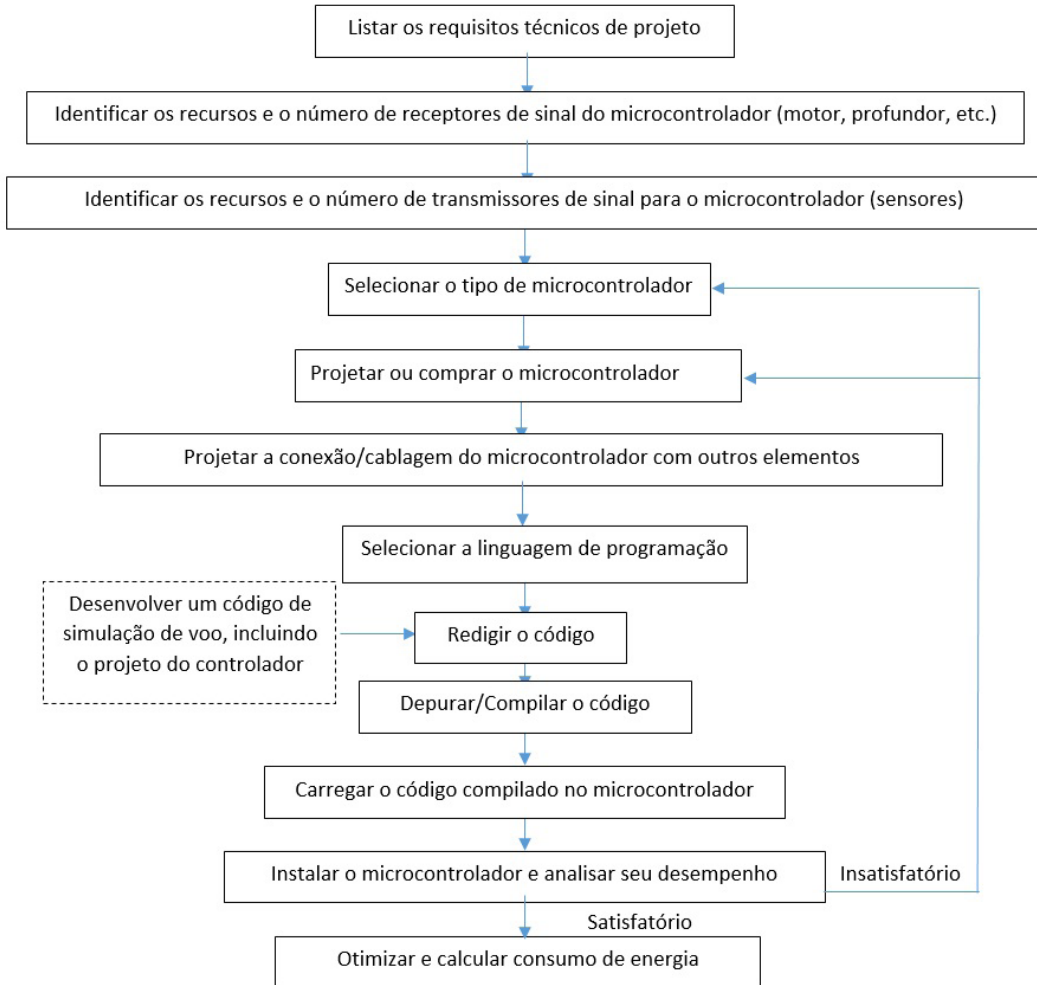
O *WooKong* é um piloto automático da empresa DJI que fornece funções de auto-nivelamento e retenção de altitude, para VANTs multirotores. A massa deste piloto automático é de 118 g, e ele é equipado com um receptor, suporte de câmera com cardã de 2 eixos, e três modos de piloto automático. Três recursos importantes são o módulo de “retorno para casa”, capacidade de pouso automático e controle de atitude inteligente.

## 9.9 PROCESSO DE PROJETO DO MICROCONTROLADOR

Nas Seções anteriores, os fundamentos básicos de um microcontrolador e as funções de seus principais componentes foram descritos. A Figura 118 ilustra o diagrama de blocos do procedimento geral de projeto/seleção/desenvolvimento do microcontrolador. Deve-se notar que um código de simulação de voo, e o projeto do sistema de controle, devem ser



desenvolvidos em paralelo. Assim, o controlador de voo deve ter primeiro um desempenho satisfatório em uma simulação de voo, para somente em seguida, ser incluído no código do microcontrolador.



**Figura 118:** Processo de projeto/seleção do microcontrolador.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

# CAPÍTULO 10

## Projeto dos Sistemas de Lançamento e Recuperação



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Discutir as atuais tecnologias de lançamento e recuperação de Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs);
2. Analisar várias técnicas de lançamento e recuperação;
3. Analisar vários tipos de lançadores e recuperadores;
4. Explicar os componentes de lançadores e recuperadores;
5. Avaliar os sistemas de lançamento e recuperação;
6. Discutir características de mobilidade dos sistemas de lançamento e recuperação;
7. Conduzir o processo de projeto de sistemas de lançamento e recuperação.

### 10.1 INTRODUÇÃO

Os VANTs, à semelhança de outras aeronaves, precisam acelerar até uma certa velocidade (geralmente maior que a velocidade de estol) para poderem voar. Além disso, ao final da missão de voo, eles devem pousar em uma pista, ou ser recuperados. O processo de lançamento envolve a transição do VANT de um estado de “não-voo” (por exemplo, estacionário, no solo) para um estado de voo, enquanto a etapa de recuperação faz o oposto.

Em geral, existem três técnicas de lançamento de VANTs: (a) Decolagem e Aterrissagem Horizontais (HTOL) convencionais; (b) lançamento catapultado (ou propulsado); e (c) Decolagem e Aterrissagem Verticais (VTOL). O primeiro método (isto é, HTOL) requer uma pista longa e é principalmente empregado em VANTs de médio a grande porte. Já o lançamento propulsado é utilizado em VANTs de pequeno porte e requer um equipamento lançador. A terceira técnica (ou seja, VTOL), por fim, é aplicável somente quando o empuxo (vertical) do motor é maior que o peso do VANT. Todos os quadricópteros e VANTs do tipo helicópteros empregam a técnica VTOL.

Quando um VANT realiza decolagem e aterrissagem convencionais, o projeto dos sistemas de lançamento e recuperação se traduz no projeto do trem de pouso. O *Global Hawk* (Figura 1), por exemplo, emprega a técnica HTOL. Ele é movido por um motor



*turbofan* de 34 kN de empuxo, cuja aceleração resultante ( $0,3 \text{ m/s}^2$ ) requer uma pista de decolagem de 600 m. Já o *Predator B* (Figura 2), emprega um motor turboélice com hélice de passo variável, necessitando de apenas 300 m para a decolagem.

Ao contrário dos anteriores, o *RQ-7 Shadow 200* não emprega a técnica HTOL, mas sim um equipamento lançador para a decolagem, e um sistema de pouso automatizado para a recuperação. Os métodos de lançamento típicos incluem: (a) lançamento pneumático/hidráulico; (b) lançamento por foguete; (c) lançamento aéreo; (d) lançamento manual; (e) lançamento catapultado; e (f) lançamento por veículo terrestre. Já como métodos de recuperação, são empregados: (a) recuperação por derrapagem, ou “pouso de barriga”; (b) recuperação por redes; (c) recuperação por cabo; (d) recuperação por biruta; e (e) paraquedas.

## 10.2 TECNOLOGIAS E TÉCNICAS DE LANÇAMENTO

### 10.2.1 Lançamento Auxiliado por Foguete

Um foguete é um pequeno motor não aspirado de alto empuxo, cujo combustível pode ser sólido ou líquido. Se o combustível for sólido, a duração da operação é de apenas alguns segundos. No lançamento (ou decolagem) auxiliado por foguete, um foguete é acoplado ao VANT, o qual é, em seguida, colocado em uma rampa sob um determinado ângulo de elevação. O lançamento começa com o acionamento de um botão por um operador, de forma a ignitar o foguete. Quando o foguete de lançamento é acionado, ele ajuda a acelerar o VANT até que seu motor de cruzeiro assumo o controle. O foguete é desacoplado do VANT após o lançamento, não aumentando, portanto, seu peso durante o resto da operação de voo. A Figura 119 exibe um VANT *Pioneer* durante um lançamento auxiliado por foguete.

As principais vantagens do lançamento auxiliado por foguete são: (a) trata-se de um sistema de pequenas dimensões; (b) o VANT praticamente não requer comprimento (pista) de decolagem; (c) pequeno custo inicial; e (d) pode ser preparado com antecedência. Essas características tornam este sistema particularmente adequado para lançamento de VANTs a partir de navios. Por outro lado, quando o foguete é disparado, produzem-se chama, fumaça e som de explosão. Esses três pormenores têm um efeito negativo, especialmente se a característica de furtividade for desejada. Além disso, nesta operação de lançamento, o foguete impõe uma enorme carga estrutural ao VANT, devido a uma alta aceleração linear (fator de carga entre 1 e 5, em geral).



**Figura 119:** VANT Pioneer durante lançamento auxiliado por foguete.

Créditos: PH2 CARNES - [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:RQ-2\\_Pioneer\\_launched\\_by\\_rocket\\_assist\\_1.JPEG](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:RQ-2_Pioneer_launched_by_rocket_assist_1.JPEG), Domínio público, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 1990).

## 10.2.2 Lançamento Catapultado

Outra tecnologia de lançamento de VANTs consiste no uso de cordas elásticas em um sistema de catapulta. Este sistema é bastante simples e inclui os seguintes elementos: (a) um trilho de metal posicionado sob um determinado ângulo de lançamento; (b) uma (ou mais) corda(s) elástica(s); (c) um guincho para tensionamento da corda; e (d) um mecanismo de liberação. Devido à simplicidade do sistema, e ao fato de não requerer muitos componentes mecânicos ou elétricos, ele é relativamente leve, barato e fácil de operar. O lançamento catapultado é provavelmente a técnica mais silenciosa que existe, estando, contudo, limitada a VANTs de pequeno porte.

O desempenho de uma corda elástica é semelhante ao de uma mola mecânica (lei de Hooke), isto é, a força aplicada ( $F_c$ ) é proporcional ao comprimento da corda ( $L_c$ ) e a sua extensão ( $x$ ):

$$F_c = 2kx \quad (193)$$

onde  $k$  é o índice de elasticidade da corda, o qual é função dos materiais de fabricação, densidade e área de seção transversal. A constante 2 é usada na equação (193) devido à



conexão do VANT às duas pontas da corda (à esquerda e à direita). Quando a corda elástica estiver estendida ao máximo, ela aplicará a força máxima; ao passo que, quando a extensão diminuir, a força também diminuirá (Figura 120).

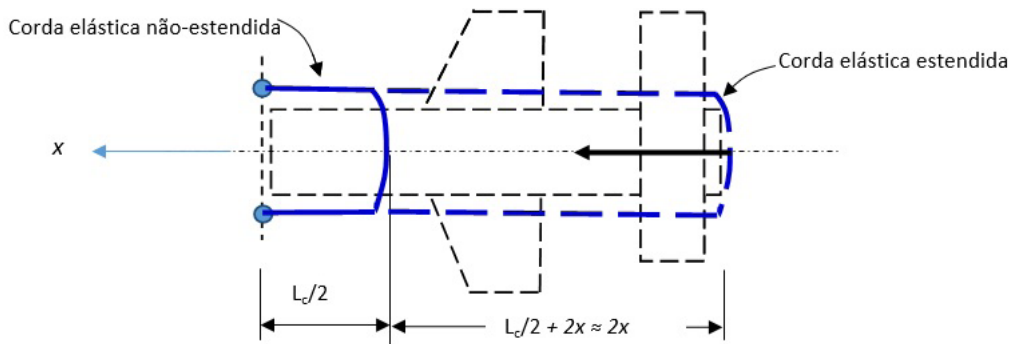
A fim de se calcular a velocidade final de lançamento, a segunda lei de Newton pode ser empregada em sua forma diferencial:

$$\Sigma F = ma = m\ddot{x} \quad (194)$$

onde  $m$  é a massa do VANT e  $a$ , sua aceleração. Para simplificar a derivação, apenas a força da corda elástica e a força de atrito ( $F_A$ ) são consideradas. Nesse caso, a equação diferencial governante passa a ser:

$$\ddot{x} - \frac{2k}{m}x = \frac{F_A}{m} \quad (195)$$

onde  $F_A = \mu mg \sin \theta$ , com  $\theta$  representado o ângulo de lançamento e  $\mu$ , o coeficiente de atrito.



**Figura 120:** Vista superior de um lançamento catapultado.

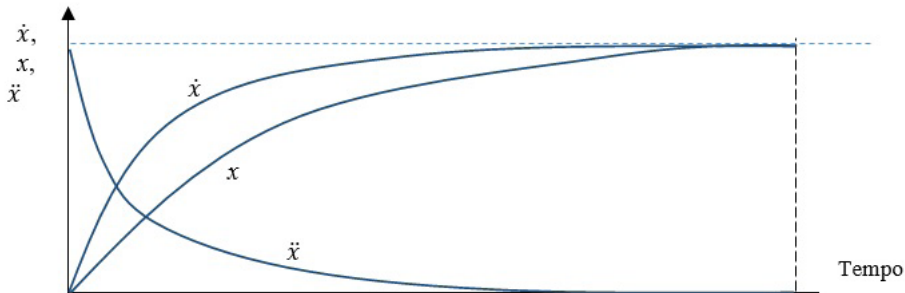
Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Duas incógnitas desta equação diferencial linear de segunda ordem são de particular interesse: (a) a velocidade,  $\dot{x}$  e (b) o deslocamento,  $x$ . A solução final (assumindo condições iniciais nulas) da equação (195) produz o deslocamento do VANT ao longo da rampa em função do tempo ( $t$ ):

$$x = \cos\left(\sqrt{\frac{2k}{m}}t\right) \quad (196)$$



Esta solução é válida somente até o momento em que o VANT se separa do lançador, portanto, nenhuma oscilação está envolvida. A Figura 121 ilustra os valores normalizados de deslocamento, velocidade e aceleração durante o lançamento, em função do tempo. Conforme pode ser observado, todos os três parâmetros são não-lineares com relação ao tempo. Ao final do mesmo, o deslocamento e a velocidade convergem para seus valores máximos, enquanto a aceleração cai para zero.



**Figura 121:** Valores normalizados do deslocamento, velocidade e aceleração do VANT durante o lançamento.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 10.2.3 Lançadores Pneumáticos

Os lançadores pneumáticos são normalmente projetados como sistemas de lançamento catapultados com trilhos. O armazenamento de energia se dá comprimindo-se um gás, normalmente o ar devido à sua disponibilidade e ausência de custo. O ar é pressurizado por um compressor e armazenado em um reservatório de alta pressão. No momento do lançamento, ele é direcionado a um cilindro pneumático, por meio de uma válvula, o qual empurra e acelera uma armação montada sobre trilhos contendo o VANT. A força aplicada pode ser regulada ajustando-se a pressão do ar, de modo que VANTs de diferentes massas podem ser lançados.

Uma vantagem de um lançador pneumático é que há controle total sobre toda a fase de lançamento. No entanto, a principal desvantagem é o alto tempo gasto para se pressurizar o ar e reabastecer o reservatório do compressor. Além disso, sistemas pneumáticos tendem a ter custo inicial e peso elevados. Muitos VANTs empregam energia pneumática para a operação de lançamento. O *ScanEagle*, por exemplo, é lançado por um mecanismo pneumático (Figura 122), patenteado pela Insitu, o qual é conhecido como lançador “*SuperWedge*”. O *RQ-7 Shadow* também é lançado a partir



de uma catapulta pneumática montada em reboque. Seu lançador pneumático pode acelerar o VANT de 170 kg a 70 nós em 12 m.



**Figura 122:** Lançador pneumático do ScanEagle.

Créditos: Insitu Inc - Trabalho próprio, CC BY-SA 4.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2014).

## 10.2.4 Lançadores Hidráulicos

Os sistemas de lançamento hidráulico são muito parecidos com os pneumáticos. A etapa de armazenamento de energia se dá pressurizando-se um fluido, normalmente o óleo (devido ao seu baixo custo e propriedades lubrificantes). O óleo hidráulico é armazenado em um reservatório e pressurizado por uma bomba hidráulica. Em lançadores hidráulicos, emprega-se um cilindro de dois compartimentos, os quais são separados por um pistão/diafragma contendo um gás compressível (por exemplo, ar) de um lado, e óleo pressurizado do outro. Para realizar o lançamento, uma válvula é aberta para que o óleo seja bombeado para dentro do cilindro, empurre o pistão, e comprima o gás, o qual é então, utilizado para catapultar o VANT. A Figura 123 ilustra a operação de lançamento do *Shadow 200* usando um lançador hidráulico.

As vantagens de um sistema de lançamento hidráulico são: (a) controle sobre toda a fase de lançamento; (b) baixo custo recorrente; (c) adaptabilidade a diferentes VANTs; e (d) lançamento repetível com reinicialização rápida. Em contraste, três desvantagens principais são: (a) alto custo inicial; (b) grandes dimensões; e (c) mecanismo complexo.



**Figura 123:** Lançador hidráulico do Shadow 200.

Créditos: James B. Smith Jr. – Collection Iraq war (2004).

### 10.2.5 Lançamento Aéreo

Além dos sistemas de lançamento terrestres, existem várias técnicas através das quais um VANT pode ser lançado. Uma técnica, em particular, consiste em se empregar outra aeronave (tripulada ou não) para o lançamento. Neste caso, o VANT pode ser liberado a partir de diversas partes da aeronave: (a) da sua baía interna; (b) da parte inferior da asa; (c) da parte inferior da fuselagem; ou (d) do compartimento de carga.

O projeto do sistema de lançamento aéreo de VANTs é desafiador, envolve muitos cálculos e pode gerar riscos para a aeronave-mãe. Esta técnica só é usada quando o VANT não tem alcance suficiente para atingir sua área-alvo. Assim, a aeronave-mãe carrega o VANT até uma área próxima da zona-alvo da missão, para então, liberá-lo/lançá-lo.

### 10.2.6 Lançamento Manual

Uma técnica de lançamento muito barata e fácil para VANTs pequenos e leves é o lançamento manual. Neste caso, um operador humano é quem lança o VANT, fornecendo a este, velocidade e orientação iniciais, de forma a permitir condições de voo controladas.



Após o lançamento manual, o VANT usa sua própria força de empuxo para dar sequência ao voo. A Figura 124 ilustra o lançamento manual de um VANT de pequeno porte.



**Figura 124:** Lançamento manual.

Créditos: Departamento de Defesa (Austrália) - Foto da Cabo Julia Whitwell - [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Wasp\\_Australian\\_Army.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Wasp_Australian_Army.jpg), CC BY 4.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2020).

Um operador humano típico pode fornecer uma força de lançamento de até 100 N. Além disso, o comprimento de lançamento (braço estendido) é cerca de 70 a 90 cm. Pela aplicação da equação (194), pode-se determinar a massa máxima ( $m$ ) de um VANT para que ele seja lançado manualmente. Alternativamente, o operador pode correr durante o processo de lançamento, de forma a aumentar sua velocidade inicial. Quando a aceleração,  $a$ , velocidade inicial,  $V_1$ , e comprimento de lançamento,  $x$ , são conhecidos, a velocidade de liberação ( $V_2$ ) pode ser obtida por:

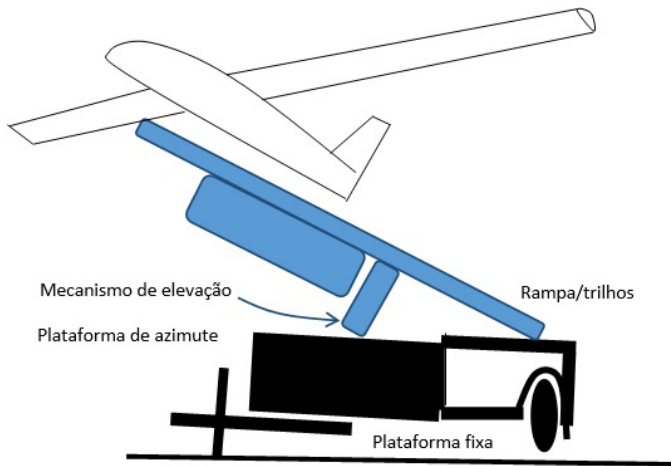
$$V_2^2 - V_1^2 = 2ax \quad (197)$$

## 10.3 EQUIPAMENTO LANÇADOR

O equipamento lançador é o componente mecânico projetado para acelerar VANTs de asa fixa, a uma velocidade mínima controlável antes de liberá-lo. No projeto de um lançador, os principais parâmetros a serem calculados são: (a) comprimento do lançador; (b) peso do



lançador; (c) ângulo de lançamento; e (d) força e potência necessárias. Além disso, a fonte de energia do lançador (por exemplo, mecânica, mola, pneumática ou foguete) precisa ser definida. Os principais elementos de um lançador são (Figura 125): (a) veículo lançador; (b) plataforma fixa; (c) plataforma de azimute; (d) plataforma elevatória; (e) rampa de lançamento (por exemplo, trilhos); (f) mecanismos e travas; e (g) gerador de bordo.



**Figura 125:** Elementos principais de um lançador.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 10.3.1 Rampa

A rampa de lançamento é geralmente composta por um ou dois trilhos paralelos, os quais fornecem estabilidade ao VANT durante o seu lançamento. A maioria dos lançadores pneumáticos/hidráulicos com trilhos são capazes de lançar VANTs com peso na faixa de 250 a 500 kg. A velocidade típica de lançamento de VANTs de pequeno porte é de cerca de 50 a 70 nós.

### 10.3.2 Plataforma Elevatória

A plataforma elevatória é um mecanismo empregado para se ajustar o ângulo de lançamento de VANTs. Ela pode ser hidráulica, pneumática ou baseada em rosca sem fim (mecanismo pinhão-cremalheira). O ângulo de lançamento ideal é aquele em que o VANT atinge sua velocidade de lançamento com o menor custo energético. Este ângulo é função da massa do VANT, atrito, velocidade e potência de lançamento, estando, geralmente, entre 20 e 30 graus (com relação ao plano horizontal).



A Figura 126 ilustra uma plataforma elevatória pneumática (ou hidráulica) que varia o ângulo da rampa do lançador ( $\theta$ ). Conforme já discutido, atuadores hidráulicos e pneumáticos fornecem força e deslocamento por meio do fluxo de um fluido pressurizado (óleo ou ar). A dinâmica dos atuadores pode ser modelada através de uma equação diferencial de segunda ordem:

$$F_a = (m + m_R)\ddot{x} + b_a\dot{x} + k_a x \quad (198)$$

onde  $x$  é o deslocamento do atuador,  $k_a$  é a constante elástica,  $b_a$  é o coeficiente de amortecimento,  $F_a$  é a força do atuador,  $m$  é a massa do VANT, e  $m_R$  a massa da rampa do lançador.

A potência ( $P_a$ ) necessária para criar a força do atuador é:

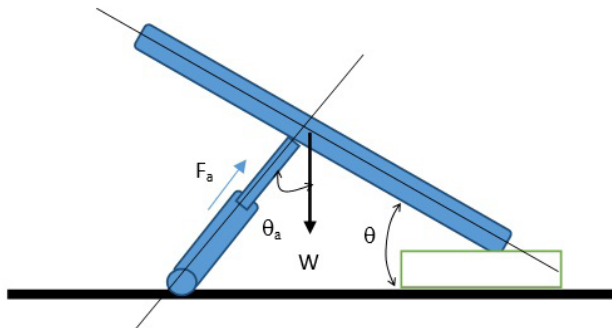
$$P_a = F_a \dot{x} = F_a V_a \quad (199)$$

onde  $V_a$  é a velocidade linear do atuador

A Figura 127, por outro lado, ilustra uma plataforma de elevação do tipo pinhão-cremalheira. O torque ( $T_R$ ) necessário para se elevar um VANT em uma plataforma como essa, considerando o atrito da rosca, é obtido por (Budynas; Noibett, 2015):

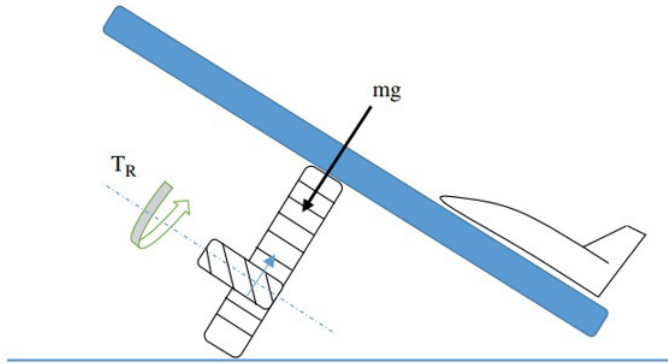
$$T_R = \frac{Nd_m}{2} \left( \frac{\pi\mu d_m - l}{\pi d_m - \mu l} \right) \quad (200)$$

onde  $d_m$  é o diâmetro médio do pinhão e  $\mu$  denota o coeficiente de atrito entre as roscas do mesmo (Tabela 39).



**Figura 126:** Plataforma de elevação pneumática/hidráulica.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 127:** Plataforma de elevação com pinhão-cremalheira.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 39:** Coeficientes de atrito entre pares roscados.

Material do parafuso	Material da porca			
	Aço	Bronze	Latão	Ferro fundido
<b>Aço, seco</b>	0,15 – 0,25	0,15 – 0,23	0,15 – 0,19	0,15 – 0,25
<b>Aço, lubrificado</b>	0,11 – 0,17	0,10 – 0,16	0,10 – 0,15	0,11 – 0,17
<b>Bronze</b>	0,08 – 0,12	0,04 – 0,06	-	0,06 – 0,09

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A força  $N$  é composta pela componente normal da massa do VANT ( $m$ ) e da massa da rampa do lançador ( $m_R$ ):

$$F_N = (m + m_R) g \cos \theta \quad (201)$$

O parâmetro  $l$  é a distância percorrida pela cremalheira na direção paralela ao eixo do pinhão. Para um pinhão com  $n$  roscas,

$$l = np \quad (202)$$

onde  $p$  é o passo da rosca.

A potência necessária para se elevar o lançador é:

$$P = T_R \omega \quad (203)$$

onde  $\omega$  representa a velocidade angular do pinhão.



### 10.3.3 Veículo Lançador

Um dos requisitos básicos dos sistemas de lançamento é sua mobilidade em uma ampla variedade de terrenos. Este requisito é satisfeito acoplando-se os sistemas supracitados a um veículo móvel adequado. A opção mais recomendada é empregar um veículo convencional com rodas, por exemplo, um caminhão. Esta opção de projeto reduz a complexidade dos sistemas de lançamento e se beneficia dos recursos já disponíveis no veículo (motor a combustão, bomba hidráulica, etc.).

## 10.4 FUNDAMENTOS DO LANÇAMENTO

O projeto de um lançador requer a compreensão do conceito de lançamento, bem como a aplicação correta das equações que o regem. Nesta Seção, são apresentados os principais elementos, parâmetros, forças contribuintes e equações que governam a operação de lançamento.

### 10.4.1 Equações Governantes

O processo de lançamento é basicamente um movimento linear acelerado, onde o VANT tem sua velocidade aumentada ao longo da rampa. A relação entre a aceleração, velocidade de lançamento e comprimento do lançador tem implicações significativas no projeto do lançador. Da teoria da dinâmica, quando um objeto em movimento, com uma velocidade inicial ( $V_1$ ), acelera para uma nova velocidade ( $V_2$ ), a distância ( $x$ ) percorrida pelo mesmo é governada pela equação (197). Para um lançador de VANT, a velocidade inicial é frequentemente zero, e a distância percorrida é igual ao comprimento do lançador ( $L_L$ ). Logo:

$$V_2^2 = 2aL_L \quad (204)$$

com  $V_2$  geralmente 20% a 30% maior que a velocidade de estol.

Da segunda lei de Newton, a soma das forças ao longo do eixo  $x$  do VANT determina a sua aceleração,  $a$ :

$$\Sigma F_x = F_L - F_A - W \cos \theta - D = ma \quad (205)$$

onde  $F_L$  é a força de lançamento (a qual pode incluir, eventualmente, o empuxo do motor);  $F_A$  é o atrito entre o VANT e a rampa;  $W$  é o peso do VANT;  $\theta$  é o ângulo de elevação da plataforma;  $D$  é a força de arrasto, e  $m$  é a massa do VANT.



A força de atrito é definida como o produto do coeficiente de atrito  $\mu$  (tipicamente entre 0,05 e 0,12) pela força normal  $F_N$ , agindo no sentido oposto ao do movimento:

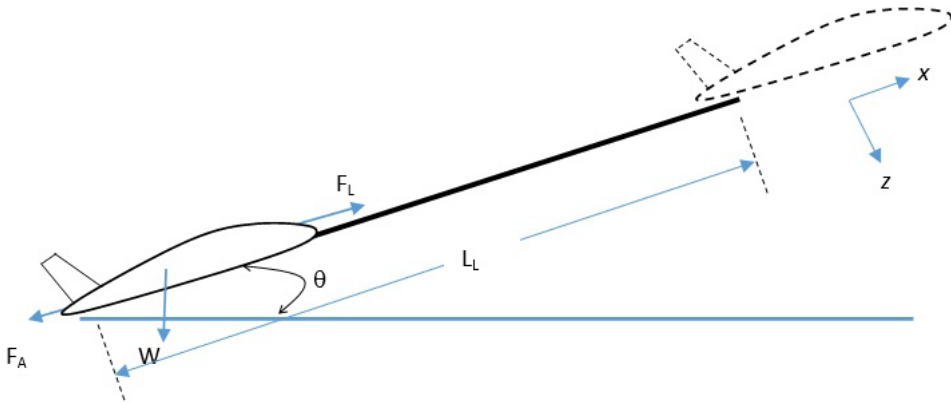
$$F_A = \mu F_N \quad (206)$$

Duas forças contribuem para a força normal: (a) o peso do VANT; e (b) a força de sustentação ( $L$ ):

$$F_N = W \cos \theta - L \quad (207)$$

No início do lançamento, a sustentação ( $L$ ) e o arrasto ( $D$ ) são ambos nulos (Figura 128), logo a força que o lançador deve fornecer para gerar a aceleração desejada no VANT pode ser calculada como:

$$F_L = W \cos \theta (1 + \mu) + ma \quad (208)$$



**Figura 128:** Forças contribuintes em um lançador.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Conforme o VANT é acelerado ao longo da rampa, as forças de sustentação e arrasto aumentam progressivamente, ao passo que a força normal e, conseqüentemente, a força de atrito, diminuem. Em um VANT de asa fixa convencional, a sustentação total durante o lançamento ( $L$ ) é função das forças de sustentação da asa-fuselagem ( $L_{wf}$ ) e da cauda horizontal ( $L_{ht}$ ):

$$L = L_{wf} \pm L_{ht} \quad (209)$$



onde o sinal “±” indica que a sustentação da cauda horizontal pode ser positiva ou negativa. Este sinal é uma função de uma série de parâmetros, incluindo a relação entre o centro de gravidade do VANT e o centro aerodinâmico da asa-fuselagem. A etapa de lançamento deve ser conduzida até que a sustentação total aplicada sobre o VANT seja suficiente para a decolagem.

Logo após o lançamento, o VANT sobe com um ângulo de trajetória instantâneo ( $\gamma$ ) dado por:

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W} \quad (210)$$

onde  $T$  é a força de empuxo (observe que, após o lançamento, a força de lançamento,  $F_L$ , é substituída pelo empuxo do motor,  $T$ ).

A Razão De Subida ( $ROC$ ) instantânea, por outro lado, é obtida em função da velocidade de lançamento:

$$ROC = V \sin \gamma \quad (211)$$

O numerador da equação (211) é conhecido como “potência excedente”. Para que o VANT suba após o lançamento, a potência excedente deve ser positiva. Caso contrário, o VANT irá descer/colidir após ser lançado.

## 10.4.2 Compensação Longitudinal

Conforme já visto, a condição de compensação (equilíbrio) longitudinal de um VANT é obtida quando a soma de todas as forças nas direções  $x$  e  $z$  do veículo é nula, assim como a soma de todos os momentos em torno do eixo  $y$  (incluindo o momento de arfagem aerodinâmico). Um VANT precisa manter compensação longitudinal tanto durante quanto após o lançamento. A compensação longitudinal durante o lançamento é facilmente mantida uma vez que o VANT está rigidamente acoplado à rampa. Após o lançamento, contudo, tal compensação necessita da correta deflexão do profundor do VANT.

Após o lançamento, o VANT sobe acelerado; logo, as equações (aproximadas) de força que comandam a compensação longitudinal são:

$$\Sigma F_x = T - D - W \sin \gamma = ma \quad (212)$$

$$\Sigma F_z = L - W \cos \gamma = 0 \quad (213)$$

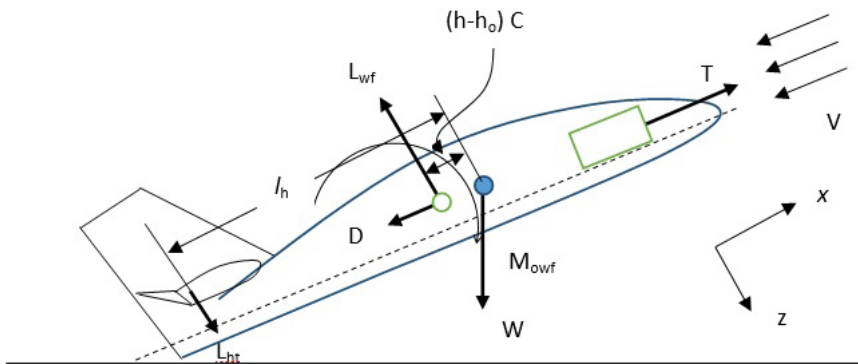


De forma a manter o ângulo de trajetória  $\gamma$  constante, a soma dos momentos em torno do eixo  $y$  deve ser:

$$\Sigma M_y = M_{ofw} + M_{L_{wf}} - M_{L_{ht}} = 0 \quad (214)$$

onde  $M_{ofw}$  é o momento de arfagem aerodinâmica da asa-fuselagem,  $M_{L_{wf}}$  é o momento de arfagem devido à sustentação da asa-fuselagem, e  $M_{L_{ht}}$  é o momento de arfagem devido à sustentação da cauda horizontal (Figura 129).

As equações de compensação longitudinal (212) a (214) são ferramentas críticas no projeto de um sistema de lançamento bem-sucedido.



**Figura 129:** Forças e momentos após o lançamento.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 10.5 TECNOLOGIAS E TÉCNICAS DE RECUPERAÇÃO

Recuperação é o processo de se interceptar um VANT em movimento e levá-lo ao estado de repouso, geralmente, por meio de um desacelerador aerodinâmico. No caso de uma recuperação convencional, que dependa da existência de uma pista, essa fase é conhecida como “aterrissagem”, ou “pouso”. O conceito de recuperação implica dois objetivos: (a) reaquisição do VANT; e (b) geração de danos mínimos à sua estrutura. Algumas técnicas usuais de recuperação (além da aterrissagem convencional) são: (a) recuperação por paraquedas; (b) recuperação por redes; (d) recuperação por cabos (suspensos com ganchos); (d) recuperação por “biruta”; e (e) recuperação por derrapagem (ou pouso de barriga).



## 10.5.1 Recuperação por Rede

Uma solução simples e efetiva para a recuperação de VANTs de asa fixa é empregar uma rede que permita a desaceleração rápida dos mesmos. Nesta técnica, uma rede é montada verticalmente, servindo de alvo para recuperação do veículo. A técnica de recuperação por rede é simples e confiável e não envolve componentes complexos. No entanto, para se recuperar um VANT relativamente grande, um sistema adicional de frenagem se faz, geralmente, necessário. Ademais, existe o risco do VANT ficar emaranhado na rede, o que pode danificar a hélice do motor (caso existente).

Uma desvantagem adicional da recuperação por rede é que sua montagem exige trabalho e tempo, devendo esta ser configurada antes da recuperação, e desmontada após a mesma. Além disso, a rede é frequentemente grande (cerca de 10 a 20 vezes maior que a área superior do VANT), o que exige disponibilidade de espaço. O sistema de recuperação por rede é empregado com sucesso nos VANTs *Aerosonde* e *RQ-2 Pioneer* (Figura 130), da fabricante AAI.



**Figura 130:** Recuperação por rede do VANT RQ-2 Pioneer.

Créditos: Jeff Hilton – Defense DNST8704514, Domínio público, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 1986).

## 10.5.2 Recuperação por Cabo

A recuperação por cabo (às vezes chamada de *skyhook*) é uma técnica comumente usada para se recuperar VANTs de asa fixa em navios e porta-aviões. O sistema geralmente inclui um cabo de apreensão e um sistema de frenagem que são acoplados a um suporte



e a uma lança (ou eventualmente, a um guindaste). O sistema de cabeamento pode estar montado no convés ou na lateral do navio. Para usar este sistema de recuperação, o VANT deve ser equipado com um gancho (geralmente instalado na ponta da asa), de forma a se prender à linha de apreensão quando do momento da recuperação.

Em geral, duas vantagens da recuperação por cabo são: (a) baixo deslocamento de recuperação; e (b) recuperação rápida. Em contraste, quatro desvantagens são: (a) recuperação grosseira (alta força de desaceleração, a qual pode danificar a estrutura/carga útil do VANT); (b) susceptibilidade à movimentação do navio; (c) alto tempo de configuração; e (d) necessidade de um gancho no VANT (o que pode criar arrastos aerodinâmicos indesejáveis). O sistema de recuperação por cabo é empregado com sucesso no VANT *ScanEagle* da fabricante Insitu (Figura 131).



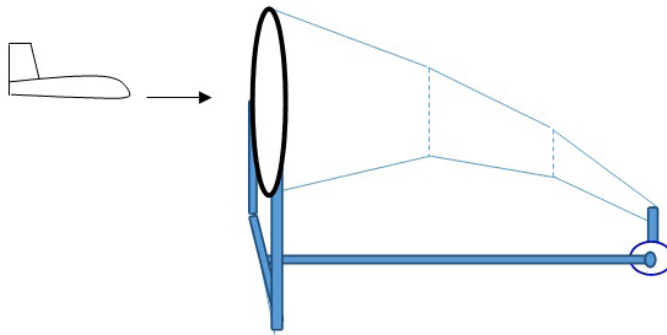
**Figura 131:** Recuperação por cabo do VANT ScanEagle.

Créditos: Insitu Inc – Trabalho próprio, CC BY-© 4.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2017).



### 10.5.3 Recuperação por Biruta

O sistema de recuperação por biruta possui baixo tempo de recuperação e baixo grau de complexidade. O *design* consiste em uma grande biruta<sup>29</sup> cônica (feita de plástico resistente ou tecido grosso) montada no topo de um suporte móvel. A abertura de entrada deve ser suficientemente maior do que a envergadura do VANT (Figura 132), e a extremidade oposta deve ser praticamente fechada e localizada próxima ao solo. Para a recuperação, o VANT deve voar até a abertura de entrada da biruta, e ser desacelerado pela sua geometria de afunilamento.



**Figura 132:** Conceito do sistema de recuperação por biruta.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Em geral, algumas vantagens do sistema de recuperação por biruta são: (a) recuperação rápida; (b) baixo custo; (c) baixo peso; (d) baixo grau de complexidade; (e) projeto simples; e (f) nenhum equipamento necessário no VANT. Em contraste, quatro desvantagens são: (a) grandes dimensões; (b) inadequação para alguns tipos de sistema de propulsão (hélices, por exemplo); (c) sujeição do VANT a danos estruturais; e (d) grande espaço de armazenamento.

### 10.5.4 Recuperação por Paraquedas

Uma abordagem para recuperação de VANTs de asa fixa (isto é, sem capacidade de voo vertical) é o uso de paraquedas. Nessa técnica, um paraquedas é instalado dentro

<sup>29</sup> Biruta é um mecanismo capaz de sinalizar o sentido de deslocamento do vento. O mecanismo é constituído por um cone de tecido que contém duas aberturas opostas, das quais a maior fica acoplada a um aro de metal. Ela é muito usada em aeródromos para orientar os pilotos durante as decolagens e aterrissagens das aeronaves, pois a execução dessas manobras é facilitada quando realizada em sentido contrário ao do deslocamento do vento.



do VANT, carregado desde a decolagem, e aberto em uma altitude adequada sobre a zona de pouso. Quanto maior for o paraquedas, mais suave é o impacto do VANT no solo. Por outro lado, paraquedas maiores são mais pesados, o que influencia no peso total do VANT. Portanto, um “compromisso” (*trade-off*) existe na seleção do tamanho ideal do paraquedas. A precisão e eficiência da técnica de recuperação por paraquedas são fortemente influenciadas pela velocidade e direção do vento.

A velocidade de pouso/impacto do VANT é igual à sua velocidade terminal ( $V_t$ ), a qual é obtida equacionando-se o arrasto e o peso:

$$V_t = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_D}} \quad (215)$$

onde  $W$  é o peso do VANT (incluindo o paraquedas),  $\rho$  é a densidade do ar,  $S$  denota a área projetada do paraquedas, e  $C_D$  é o coeficiente de arrasto do paraquedas (tipicamente entre 1,2 a 2). A Figura 133 ilustra a recuperação de um VANT *Uleron 3SV* usando um paraquedas.



**Figura 133:** Recuperação por paraquedas do VANT *Uleron 3SV*.

Créditos: Mil.ru, CC BY 4.0, <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=106232700>, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2021).

### 10.5.5 Recuperação por Derrapagem

A recuperação por derrapagem, ou “pouso de barriga”, é uma técnica de recuperação em que o VANT entra em contato direto com o solo, sem recorrer ao trem de pouso convencional. Um dispositivo de derrapagem, ou a própria fuselagem do VANT, fazem a



interface do mesmo com o solo, fornecendo absorção ao choque do pouso e fricção para desacelerar o VANT. Os pontos de interface da fuselagem com o solo devem ser projetados para resistir ao atrito da derrapagem.

## 10.6 FUNDAMENTOS DA RECUPERAÇÃO

O projeto de um sistema de recuperação é baseado no teorema do “impulso-momento”. Impulso é definido como a força ( $F$ ) resultante em um objeto, multiplicado pelo período de tempo ( $t$ ) sobre o qual essa força é aplicada. O teorema do impulso-momento afirma que, em um impacto, o impulso é igual à variação da quantidade de movimento (ou momento) linear:

$$Ft = m (V_2 - V_1) \quad (216)$$

Uma vez que, na recuperação, a velocidade final é zero:

$$Ft = -mV_1 \quad (217)$$

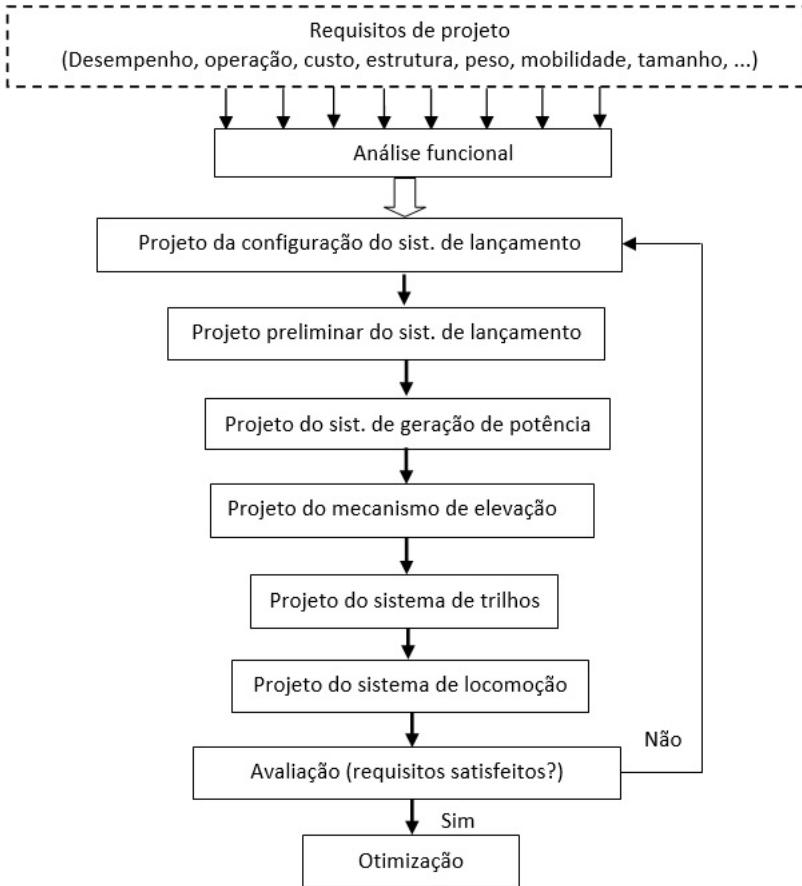
A energia do impacto (ou seja, a energia cinética) deve ser absorvida na recuperação por um material flexível (rede, cabo ou biruta) sem causar qualquer dano ao VANT. É exatamente a flexibilidade desse material que proporcionará um tempo ( $t$ ) mais longo para a absorção da energia dissipada na desaceleração do VANT. Quanto mais energia for absorvida na recuperação, maior será o risco de segurança. As forças de reação do sistema de recuperação que desaceleram o VANT devem ser também rapidamente amortecidas para evitar o ricochete do mesmo de um lado para o outro.

## 10.7 PROCESSO DE PROJETO DOS SISTEMAS DE LANÇAMENTO E RECUPERAÇÃO

O projeto dos sistemas de lançamento e recuperação é uma tarefa desafiadora, a qual requer uma grande quantidade de análises e cálculos. Semelhante ao processo de projeto de outros sistemas, tudo começa com o projeto conceitual e termina com testes e avaliações. Os requisitos de projeto mais significativos para os sistemas de lançamento e recuperação de VANTs são: (a) desempenho; (b) custo; (c) estabilidade; (d) confiabilidade; (e) segurança;

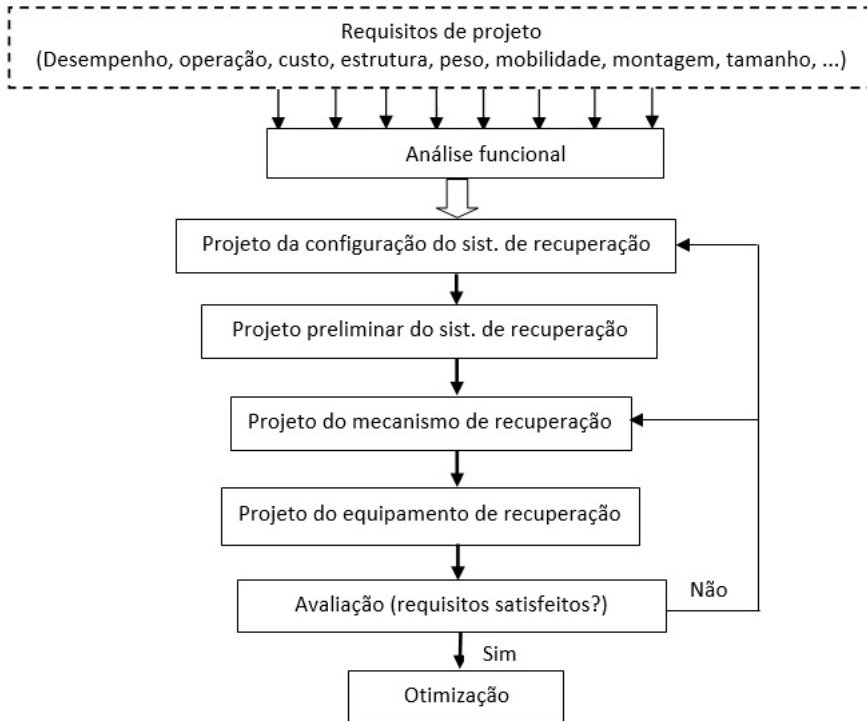


(f) capacidade de fabricação; (g) peso; (h) tamanho; (i) comercialização; e (j) requisitos de manuseio. A Figura 134 e Figura 135 apresentam o processo geral de projeto dos sistemas de lançamento e recuperação, respectivamente.



**Figura 134:** Processo de projeto do sistema de lançamento.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 135:** Processo de projeto do sistema de recuperação.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

# CAPÍTULO 11

## Estação de Controle Terrestre



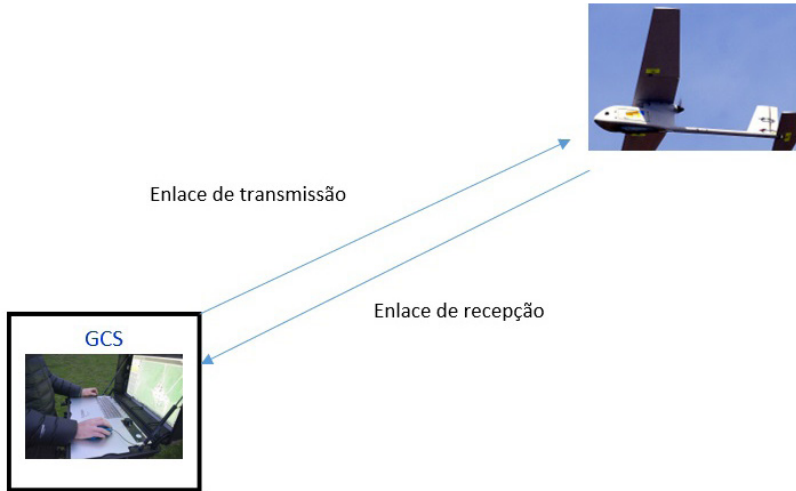
**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Discutir as atuais tecnologias de Estações de Controle Terrestres (GCSs);
2. Analisar as GCSs de alguns Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs);
3. Conduzir o processo de projeto de GCSs;
4. Caracterizar os tipos de GCSs;
5. Descrever equipamentos de apoio de GCSs;
6. Analisar subsistemas de GCSs;
7. Descrever o processo de envio de comandos de uma GCS para um VANT;
8. Descrever o processo de recepção de um sinal de um VANT por uma GCS;
9. Projetar o *layout* interno de uma GCS para um VANT de grande porte;
10. Discutir fundamentos de ergonomia.

### 11.1 INTRODUÇÃO

Um componente importante de um Veículo Aéreo Não-Tripulado (VANT) é a sua Estação de Controle Terrestre (GCS), a qual é responsável por coletar/transmitir dados/ informações de/para o veículo. Através de uma GCS, um operador/piloto humano em solo pode se comunicar com o VANT, direcionando o veículo e/ou atualizando seu plano de voo. Além do controle remoto do VANT, a GCS também: (a) recebe e processa dados de navegação do VANT, por meio de um enlace de dados proprietário; (b) comanda a operação de várias cargas úteis carregadas pelo VANT (por exemplo, câmera, míssil); e (c) habilita, eventualmente, as operações de lançamento e recuperação (Figura 136).

Em geral, um operador de GCS tem três tarefas principais: (a) controlar a trajetória do VANT; (b) comandar as cargas úteis; e (c) monitorar sensores. Se o VANT não possuir a capacidade de voo totalmente autônomo (como é o caso, por exemplo, do *Predator A*), o operador da GCS deve também pilotar o veículo, em tempo real, durante toda a missão. Já no caso de VANTs totalmente autônomos, as funções do operador da GCS se restringem ao monitoramento da operação de voo, e a intervenções, em casos críticos.



**Figura 136:** Estação de Controle Terrestre (GCS) do VANT RQ-11 Raven.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 11.2 SUBSISTEMAS DA GCS

Uma GCS contém uma série de subsistemas necessários à sua operação, a saber:

- Console de controle de voo: para interface do operador com o piloto automático (ou seja, sistema de controle) do VANT;
- Manches de controle:
  - Do motor: para controle da velocidade e altitude;
  - De orientação: para controle dos ângulos de rolamento, arfagem e guinada;
- Console de monitoramento/controle da carga útil;
- Subsistema de comunicação: com o VANT e com outros operadores;
- Telas de navegação: para monitoramento do *status* e da trajetória de voo do VANT;
- Telas de mapas terrestres;
- Computadores: para processamento de dados;
- Equipamentos ergonômicos: para o conforto dos operadores (por exemplo, aquecedor, ar condicionado, desumidificador);
- Subsistema de apoio: para fornecer energia elétrica/mecânica/hidráulica a diversos equipamentos;
- Equipamentos de escritório (por exemplo, mesa, assento);
- *Softwares* computacionais e programas/códigos de computador;
- Operadores/controladores humanos.

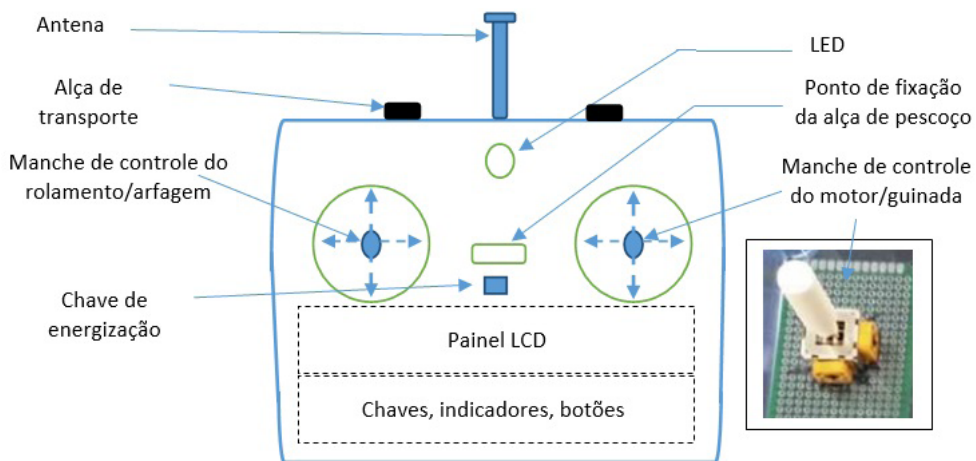


## 11.3 TIPOS DE GCS

As Estações de Controle Terrestres (GCSs) podem ser do tipo: (a) pequenos controladores remotos portáteis (rádio-controles); (b) computadores pessoais; (c) GCSs baseadas em veículos móveis; e (d) Estações de Comando Centrais (CCSs) fixas. As GCSs móveis estão tipicamente localizadas em veículos terrestres e são adequadas para VANTs de curto ou médio alcance. Já as CCSs se localizam em bases fixas e são normalmente empregadas para VANTs de Média Altitude e Grande Autonomia (MALE) e Grande Altitude e Grande Autonomia (HALE).

### 11.3.1 Rádio-Controle

A maioria dos VANTs e aeromodelos Rádio-Controlados (RC) de pequeno porte são comandados por meio de um controle remoto portátil simples, com peso inferior a 1 kg. O rádio-controle possui alguns botões/manches/chaves (Figura 137), além de uma antena, e usa sinal de rádio/infravermelho para se comunicar com o VANT. Esses tipos de GCSs são, em geral, restritas ao controle visual, e em tempo real, do veículo.



**Figura 137:** Rádio-controle de um VANT de pequeno porte.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A Figura 138 ilustra o processo de envio de um sinal de comando de um rádio-controle para um VANT de asa fixa. Quando o manche de controle (da arfagem, por exemplo) é acionado por um operador (piloto) em solo, um potenciômetro dá origem a uma tensão

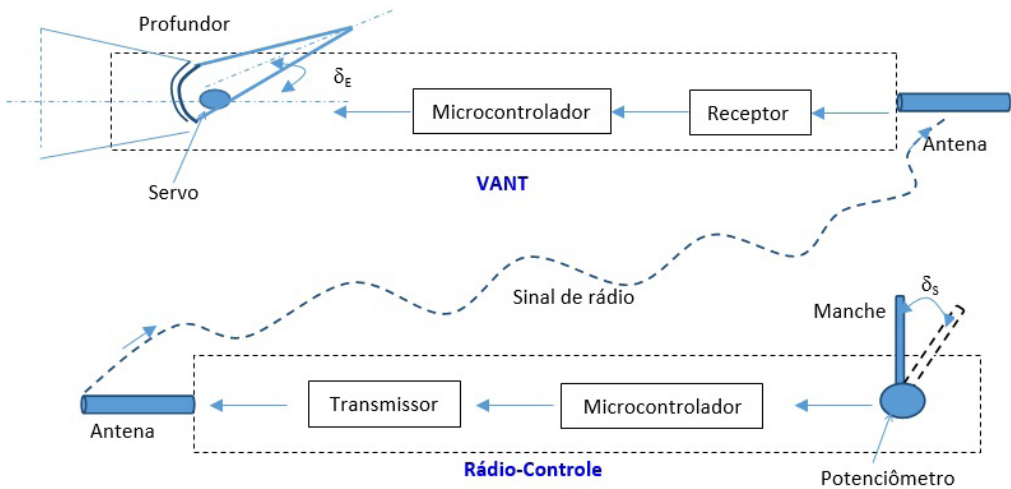


elétrica proporcional ao ângulo de deflexão do manche ( $\delta_s$ ). Esta tensão é processada pelo microcontrolador do rádio-controle, o qual gera um sinal analógico de comando para o transmissor do mesmo. Em seguida, o transmissor converte esse sinal para um sinal digital (por exemplo, onda de rádio), e o transmite para o VANT por meio de uma antena.

Caso o VANT esteja na linha de visada do rádio-controle, sua antena receberá as ondas de rádio, e as encaminhará ao seu receptor. Em seguida, o receptor gerará um sinal correspondente, o qual será enviado para o microcontrolador do VANT. A próxima etapa consiste na geração de um sinal de comando (tensão elétrica) pelo microcontrolador e envio do mesmo para o servo (ou motor elétrico) conectado ao profundor. A rotação do servo,  $\delta_E$ , ou velocidade angular do motor,  $\omega_E$ , será uma função linear da deflexão do manche:

$$\delta_E = K_E \delta_s \quad (218)$$

onde  $K_E$  é a constante de proporcionalidade do par manche-profundor.



**Figura 138:** Processo de envio de comandos de um rádio-controle para um VANT de asa fixa.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Para se controlar integralmente o movimento de um VANT, isto é, a aceleração do motor e a orientação do veículo (rolamento, arfagem e guinada), uma GCS do tipo rádio-controle deve ter pelo menos dois manches com posições ajustáveis (frente-trás e esquerda-direita). Cada canal do manche é dedicado a uma variável de controle específica do VANT. Um transmissor típico de rádio-controle tem pelo menos seis canais, uma frequência dedicada (por exemplo, 2,4 GHz), além de modulação e programação para um receptor compatível.

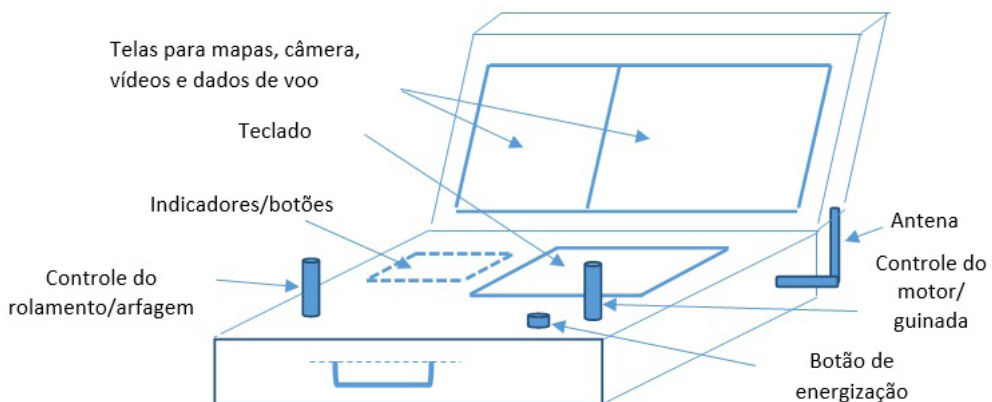


Existem várias GCSs do tipo rádio-controle comerciais disponíveis no mercado, custando apenas algumas centenas de dólares. Alguns exemplos são: (a) *Spektrum DX8* (com 8 canais); (b) *Graupner MX-20* (com 12 canais); (c) *RealFlight RF8 Horizon InterLink-X* (com 10 canais); e (d) *Radiolink AT10II* (com 12 canais). Cada rádio-controle geralmente vem com um par transmissor e receptor compatíveis.

### 11.3.2 GCS Portátil

Quando o equipamento necessário para se monitorar e controlar um VANT é ligeiramente maior do que o tamanho de um rádio-controle convencional, tem-se a chamada GCS portátil. Tal GCS incorpora, frequentemente, uma Interface Gráfica do Usuário (GUI) e um computador pessoal, os quais fornecem ao operador, fácil acesso aos principais recursos de interesse. Uma GCS portátil requer linha de visada direta para com o VANT, de forma que o piloto possa identifica-lo e enviar sinais de comando. Esse tipo de estação de controle, portanto, não é recomendado para VANTs com alcance superior a 500 metros.

Os principais elementos/módulos de uma GCS portátil típica (Figura 139) incluem: (a) tela para vídeos/imagens da câmera; (b) monitor para dados de voo; (c) manche de controle do motor; (d) manches de controle do movimento; (e) cronômetro; (f) botão de energização; (g) teclado; (h) botões diversos; (i) antena; (j) manche de controle da carga útil; (k) computador (processador/RAM/disco rígido); (l) conectores externos; (m) interfaces; (n) bateria; (o) subsistema de áudio; (p) transmissor; (q) receptor; e © indicador de bateria. A Figura 140 ilustra a GCS portátil do mini-VANT *Desert Hawk III*.



**Figura 139:** Elementos principais de uma GCS portátil típica.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



**Figura 140:** GCS portátil do Mini-VANT Desert Hawk III.

Créditos: Dave Husbands/MOD, OGL v1.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2009).

### 11.3.3 GCS Baseada em Veículo

AGCS de VANTs de curto/médio alcance possui vários equipamentos e dispositivos que não cabem em uma caixa portátil. O volume e o peso desses equipamentos são tais que, frequentemente, ocupam o espaço de um veículo terrestre inteiro (traseira de um caminhão, por exemplo). Algumas vantagens de uma GCS baseada em veículo são: (a) o veículo pode transportar o VANT, a GCS e o(s) operador(es) humano(s) ao mesmo tempo e para qualquer área designada; (b) o veículo pode fornecer energia elétrica à GCS; e (c) o espaço físico do veículo pode ser convertido em um local confortável para o operador do VANT.

Existem inúmeros monitores e visores em uma GCS baseada em veículo. Além dos monitores, existem plataformas de controle customizadas, sobre as quais se encontram os manches para controle operacional do VANT por parte do operador. Teclados controlam a entrada de dados da missão, atualizações de *software* e/ou pontos de rota para o VANT. Controles adicionais são fornecidos para ligar a aeronave, selecionar dados de teste pré-voos e ativar a operação de lançamento. Há também telas que mostram o *status* da carga útil e os dados de navegação (imagens, vídeos e/ou outros tipos de dados), com possibilidade de gravação.



Os operadores de GCSs baseadas em veículos, em geral, não visualizam diretamente o VANT que estão controlando. Tudo o que é possível ver é um ícone exibido em um mapa em movimento, e imagens em tempo real da carga útil através de um monitor. A Figura 141 ilustra um *RQ-7B Shadow 200* e sua GCS baseada em veículo. A Figura 142, por outro lado, mostra o piloto do VANT *Ikhana* em uma GCS móvel da NASA. A Figura 143, por fim, exibe o *layout* interno típico de uma GCS baseada em veículo (caminhão) para VANTs.



**Figura 141:** GCS do RQ-7B Shadow 200.

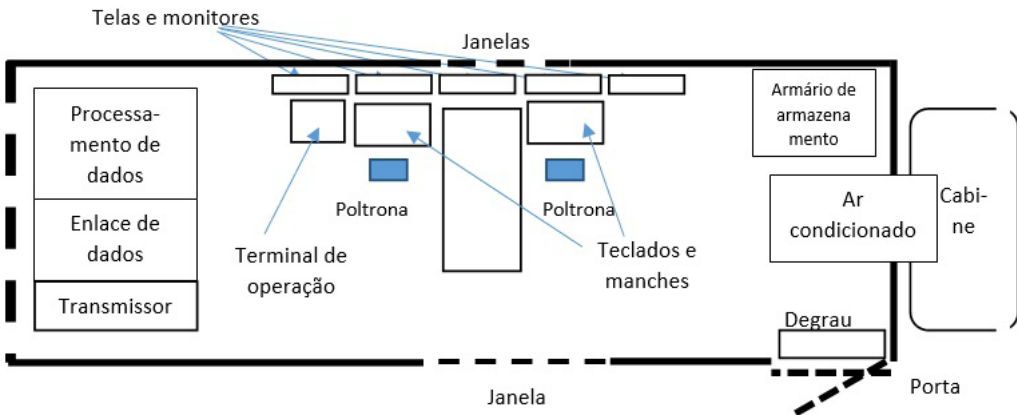
Créditos: Serviço de Distribuição de Informações Visuais de Defesa, Domínio público, Fonte: A U.S. Marine Corps RQ-7B Shadow ground control station (2015).

Quando a área alvo da operação de voo está sobre, ou perto de mares e oceanos, uma Estação de Controle Marítima (SCS) pode ser empregada no lugar de uma GCS baseada em veículo. Nesse caso, as operações de controle/comunicação são conduzidas exclusivamente a partir de navios ou submarinos. Tanto VANTs de asa fixa (por exemplo, *Scan Eagle*) quanto de asa rotativa (por exemplo, *Fire-scout*, *Yamaha RMAX* e *Sea Eagle*) podem ser controlados por uma SCS. Em uma SCS, a energia necessária é fornecida pelo próprio sistema de energização do navio. Existem muitas semelhanças entre o *layout* e os equipamentos de uma GCS baseada em veículo e uma SCS.



**Figura 142:** GCS do VANT Ikhana.

Crédito: Serviço de Distribuição de Informações Visuais de Defesa, Domínio público, Fonte: Nasa Ikhana, Dryden History Gallery (2010).



**Figura 143:** Layout interno típico de uma GCS baseada em veículo (caminhão) para VANTs.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 11.3.4 Estação de Comando Central

Para o caso de VANTs de longo alcance (mais de 10000 km) e grande autonomia (mais de 10 horas), tais como o *Global Hawk* e *Predator*, a GCS deve ser mais abrangente



e estar posicionada em um local fixo. Uma GCS fixa, também conhecida como Estação de Comando Central (CCS), fornece acomodações mais espaçosas para os operadores, de forma que eles tenham conforto por um tempo de serviço mais prolongado. Uma CCS nada mais é do que um edifício contendo o equipamento completo de comunicação e processamento de dados. Ela acomoda vários membros da tripulação de voo, operadores de carga útil e comandantes. A Figura 144 ilustra a CCS do *Global Hawk*, localizada no Centro de Operações Armstrong da NASA.



**Figura 144:** CCS do Global Hawk.

Créditos: NOAA ESRL – El Niño Rapid Response, Domínio público, Fonte: Flickr (2016).

## 11.4 ESTAÇÕES DE CONTROLE TERRESTRE DE ALGUNS VANTS

### 11.4.1 Global Hawk

O *Global Hawk* é um VANT de grande porte que possui uma Estação de Comando Central (CCS) multi-elemento, altamente automatizada, situada no Centro de Operações Armstrong da NASA. A CCS do *Global Hawk* possui, no mínimo três pilotos para controle remoto do VANT, sendo: (a) um operador para as etapas de lançamento e recuperação;



(b) um operador para controle da missão; e (c) um operador para controle da carga útil. A estação de trabalho principal da CCS está equipada com os seguintes equipamentos: (a) tela do rastreador por mapa; (b) monitor superior; (c) monitor inferior; (d) visores auxiliares; (e) mostrador central comum; (f) console da estação da tripulação; (g) controlador manual do operador de carga útil; (h) pedais de leme/freio ajustáveis eletronicamente; (i) gravadores digitais de voo; (j) sistema de intercomunicação/rádio, e (k) assentos aquecidos.

Todas as etapas da missão de voo de um *Global Hawk*, incluindo a decolagem e pouso, são pré-planejadas e programadas na CCS, antes do voo. Após a decolagem, a tarefa básica da tripulação da CCS é simplesmente monitorar o *status* da aeronave e controlar a carga útil.

### 11.4.2 Predator

O Sistema Aéreo Não-Tripulado (SANT) do *Predator* inclui um conjunto de quatro veículos (VANTs), uma GCS, equipamentos de comunicação, peças de reposição e operadores. O *Predator* é pilotado de dentro da GCS, de forma semelhante a uma aeronave tripulada, isto é, usando um manche, pedais de leme e uma câmera frontal que fornece ao piloto um campo de visão de 30 graus. A câmera (infravermelha e de visão noturna) é usada tanto para decolagens quanto para pousos. Cada *Predator* é operado remotamente por uma equipe de três operadores: um piloto, um operador de carga útil/sensor, e um coordenador de inteligência da missão.

A GCS do *Predator* é alojada em um reboque comercial, ou eventualmente, em um caminhão leve. Ela incorpora cinco elementos principais: (a) fonte de alimentação; (b) sistema de controle ambiental; (c) estação de trabalho do piloto e do operador de carga útil; (d) terminais de comunicação, exploração de dados e planejamento de missão; e (e) estação de trabalho do Radar de Abertura Sintética (SAR). O controle do veículo aéreo e da carga útil, a exploração de dados, o planejamento/rastreamento da missão, e o gerenciamento do sistema são exclusivamente implementados via GCS.

### 11.4.3 MQ-5A Hunter

A GCS do *M<sup>a</sup>-5A Hunter* possui quatro compartimentos: (a) o compartimento de controle do operador, o qual é usado para controlar o voo do VANT; (b) o compartimento de controle do observador, o qual é usado para controlar a carga útil; (c) o painel de controle de navegação, equipado com um mapa digital que mostra a trajetória de voo e



monitora o progresso da missão; e (d) o compartimento de inteligência (opcional), o qual fornece recursos de processamento e distribuição de dados. Dois tripulantes da GCS são responsáveis por rastrear, comandar, controlar e se comunicar com o veículo aéreo e suas cargas úteis. Um piloto externo (próximo à pista e em contato visual com a aeronave) controla a decolagem e o pouso do *Hunter*. Ele comanda remotamente o VANT por meio de um equipamento de controle (semelhante aos rádio-controles usados em aeromodelos).

#### 11.4.4 Shadow 200

A GCS do *Shadow 200* é montada em um caminhão leve de quatro rodas, dentro da qual dois operadores controlam o voo do VANT e lidam com seus sensores e cargas úteis. A GCS possui um terminal de dados terrestre associado, o qual recebe comandos gerados pela mesma e os modula em sinais de rádio a serem transmitidos para o *Shadow*. O terminal de dados terrestre também recebe imagens de vídeo das câmeras do *Shadow*, bem como sinais de telemetria, e os envia para a GCS. Um *trailer*, rebocado por um veículo de apoio, carrega o terminal de dados terrestre da GCS e abriga um gerador de 10 kW que fornece energia ao conjunto.

#### 11.4.5 DJI Phantom

O quadricóptero *Phantom* da DJI é controlado remotamente por um piloto em solo, através de um rádio-controle. A distância máxima de transmissão é de 3,5 km e a frequência operacional é de 2,4 a 2,483 GHz. A corrente/tensão operacional do rádio-controle é de 7,2 A a 7,4 V, com bateria Li-Po 2S de 6000 mAh, e potência nominal de 100 W. As conexões de saída de vídeo são: (a) GL300E: HDMI; e (b) GL300C: USB. O rádio-controle do *DJI Phantom* também possui um dispositivo de exibição integrado (tela de 5,5 polegadas, com resolução de 1920×1080, 1000 cd/m<sup>2</sup>, sistema Android, 4 GB de RAM + 16 GB de ROM).

#### 11.4.6 Yamaha RMAX

A GCS do helicóptero não-tripulado *RMAX* da Yamaha necessita de um operador interno e um externo (para controle visual). Na GCS, três computadores pessoais e três monitores estão disponíveis para operação do helicóptero. Os dados do voo são visualizados pelo operador em um monitor dividido em quatro sub-janelas. As seguintes informações são fornecidas: (a) altitude; (b) ângulo de rolamento; (c) ângulo de arfagem; (d) velocidade; (e) razão de subida; (f) velocidade do motor; (g) temperatura do motor;



(h) condição da bateria; (i) condição das ondas de rádio; (j) posição no mapa; e (k) imagens das quatro câmeras embarcadas.

## 11.5 REQUISITOS ERGONÔMICOS DA GCS

Um dos aspectos mais importantes na operação de um VANT é a segurança, a qual, por sua vez, depende muito das condições físicas dos operadores (pilotos remotos). A maioria dos acidentes/perdas registrados com VANTs é atribuída a erros dos operadores, parte dos quais está relacionada ao projeto ineficaz das GCSs. Dentre as deficiências mais evidentes de GCSs mal projetadas, destacam-se: (a) geração de carga de trabalho excessiva; (b) apresentação não-efetiva de informações críticas de voo; (c) inviabilização de procedimentos de emergência; e (d) geração de estresse operacional devido a situações desconfortáveis. A Tabela 40 apresenta o número de operadores empregados na GCS de vários VANTs atuais.

**Tabela 40:** Número de operadores humanos na GCS de vários VANTs atuais.

VANT	Número de operadores na GCS	Observações
<i>RQ-4 Global Hawk</i>	3	CCS
<i>MQ-1B Predator A</i>	3	Um piloto, um operador de carga útil e um coordenador de inteligência
<i>MQ-9 Reaper/Predator B</i>	2	Um piloto e um operador de sensor
<i>General Atomics Avenger</i>	2	---
<i>RQ-5 Hunter</i>	3	Incluindo um piloto externo à GCS (na pista)
<i>Northrop Grumman Firebird</i>	2	---
<i>Shadow 200</i>	2	---
<i>Lockheed Martin RQ-170 Sentinel</i>	3	Um operador para lançamento/recuperação, um para controle de missão e um para operação de sensores
<i>Pioneer</i>	2	Um piloto na GCS e um piloto externo para decolagem e pouso
Quadricópteros	1	---
<i>Yamaha RMAX</i>	1	---
<i>Fixed-wing RC airplane</i>	1	---
<i>Arcturus T-20</i>	2	Um piloto e um operador de carga útil

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



Ergonomia é a ciência que estuda a interação/adequação de equipamentos e locais de trabalho com seus usuários. O objetivo da ergonomia é melhorar a eficiência dos sistemas, minimizando o erro humano e otimizando o desempenho, o conforto e a segurança das pessoas. Em termos de ergonomia, é importante que o ambiente de trabalho de um operador de VANT seja confortável, bem como a interface, eficaz; caso contrário, haverá fadiga operatória e prováveis acidentes/perdas. Sempre que uma GCS tripulada for projetada, padrões ergonômicos devem ser considerados. O padrão MIL-STD-1472G (DOD, 2012), por exemplo, estabelece critérios gerais de engenharia e ergonomia para o projeto e desenvolvimento de sistemas, equipamentos e instalações militares.

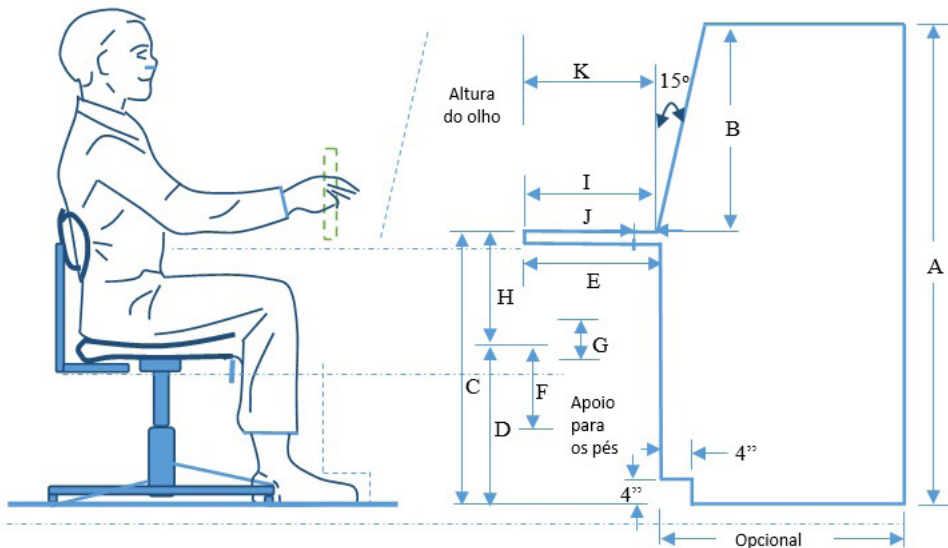
Em uma GCS adequadamente projetada, os operadores devem ser capazes de acessar todas as informações relativas ao VANT quando necessário. Nesse ínterim, eles não devem ser sobrecarregados com um alto volume de dados, e o número de atividades simultâneas deve ser menor ou igual à capacidade humana normal. Portanto, o número de manípulos, botões e monitores/visores deve ser limitado. Além disso, a temperatura e a umidade na GCS devem ser controladas de forma a fornecer o máximo de conforto e eficácia. Os assentos e a relação assento/mesa devem ser projetados com base em fundamentos ergonômicos. Os *softwares*/algoritmos devem ser projetados de forma que a interface seja orientada por menus, permitindo que o operador encontre as informações necessárias em poucos cliques do *mouse*. Quando houver mais de um operador humano dentro da GCS, as tarefas de cada operador devem ser claramente definidas.

A GCS de um VANT de médio ou grande porte aloja, pelo menos, duas pessoas: (a) piloto; e (b) operador de carga útil. Cada um desses dois indivíduos tem sua própria mesa e console. Um console adequadamente projetado deve fornecer visibilidade sobre o topo do console, mobilidade ao operador (por exemplo, sentar, ficar de pé ou locomover-se), espaço para o painel, e volume suficiente na área abaixo da superfície de trabalho. Os valores sugeridos para a geometria do console de um piloto/operador de VANT são mostrados na Tabela 41. Adicionalmente, várias distâncias e alturas para o console são ilustradas na Figura 145. Nessa Figura, os valores de A e B variam em função das dimensões e número de visores. Além disso, C e D são funções das dimensões dos operadores. A Figura 146, por fim, ilustra a GCS do VANT *Reaper*, na qual a aplicação de recomendações ergonômicas pode ser observada.

**Tabela 41:** Valores sugeridos para a geometria do console de um piloto/operador.

Letra	Distância/Altura	Dimensão (cm)
A	Altura máxima do console com relação ao chão	Variável
B	Dimensão vertical do painel, incluindo peitoris	Variável
C	Altura da bancada do console com relação ao chão	Variável
D	Altura do assento com relação ao chão	Variável
E	Folga mínima do joelho	46
F	Altura do apoio dos pés com relação ao assento	46
G	Ajuste de altura do assento	15
H	Folga mínima da coxa no ponto médio de G	19
I	Profundidade da bancada do console, incluindo prateleira	40
J	Profundidade mínima da prateleira	10
K	Distância frontal da linha do olho ao console	40

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Figura 145:** Dimensões padrão de um console de GCS.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 11.6 EQUIPAMENTOS DE APOIO

Os dois principais elementos de um Sistema Aéreo Não-Tripulado (SANT) são: (a) o veículo (VANT) em si; e (b) a GCS. No entanto, para SANTs de grande porte, com



missões de voo desafiadoras, existem vários elementos necessários que são classificados como “equipamentos de apoio”. A Figura 147, por exemplo, ilustra um SANT *Phoenix*. Seu equipamento de apoio inclui: duas GCSs baseadas em veículo, dois terminais de dados terrestres baseados em veículo, um terminal de comunicação via satélite, uma GCS portátil, um terminal de dados terrestres portátil, um sistema automatizado de decolagem e pouso, dois sistemas táticos de pouso automático e equipamentos de apoio em solo.



**Figura 146:** GCS do *Reaper*.

Créditos: Jason Ridder – [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:RQ-1\\_Predator\\_sensor\\_operator%27s\\_chair.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:RQ-1_Predator_sensor_operator%27s_chair.jpg), Domínio público, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2007).



**Figura 147:** SANT *Phoenix*.

Créditos: Army/MOD, OGL v1.0, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2015).



### 11.6.1 Equipamento de Transporte

Uma GCS deve ser projetada de forma que possa ser transportada para outros centros de missão (caso necessário) com facilidade. Uma GCS portátil é pequena e leve; por isso, ela pode ser facilmente carregada pelo próprio piloto no comando. No entanto, GCSs maiores são mais pesadas e precisam de outro veículo para movê-las para o eventual novo centro da missão de voo. Ao projetar um SANT de grande porte, o projetista deve estar ciente dos desafios do sistema de transporte e incorporá-los ao processo de projeto da GCS.

O VANT *Shadow 200*, por exemplo, faz parte de um SANT de médio porte que atualmente usa vários veículos Humvees para o transporte terrestre dos equipamentos de apoio (terrestres e aéreos). A CCS completa e os elementos de lançamento e recuperação do *Global Hawk*, por outro lado, são transportáveis em uma carga inteira da aeronave *Lockheed C-5 Cargo*, e em menos de duas cargas da aeronave *Boeing C-17*.

### 11.6.2 Gerador de Energia

Qualquer GCS requer uma fonte de alimentação, uma vez que energia é consumida pelos seus equipamentos durante a operação de voo do VANT. GCSs pequenas, como os rádio-controles ou GCSs portáteis, usam um pacote de baterias, o qual pode ser recarregado usando energia elétrica da rede de alimentação local. No entanto, uma GCS baseada em veículo (caminhão ou reboque) consome uma quantidade de energia elétrica muito elevada, de modo que o motor do veículo dificilmente é capaz de gerar a potência necessária. Quando a potência exigida pela GCS está além da capacidade do motor do veículo rebocador, um sistema gerador de energia independente se faz necessário.

Os geradores de energia geralmente consomem combustível fóssil (gasolina/diesel) e produzem energia mecânica através de um motor a combustão. Como uma GCS é alimentada por energia elétrica, a energia mecânica do gerador deve ser convertida em energia elétrica por um dispositivo chamado “alternador”. Devido às grandes dimensões/tamanho de tais geradores de energia e aos requisitos de mobilidade, um caminhão ou reboque dedicado aos mesmos é frequentemente necessário. O *trailer* do VANT *Shadow 200*, por exemplo, o qual é rebocado pelo veículo de apoio da GCS, carrega o terminal de dados terrestres do sistema, e também abriga um gerador de energia de 10 kW.



### 11.6.3 Sistema de Aclimação

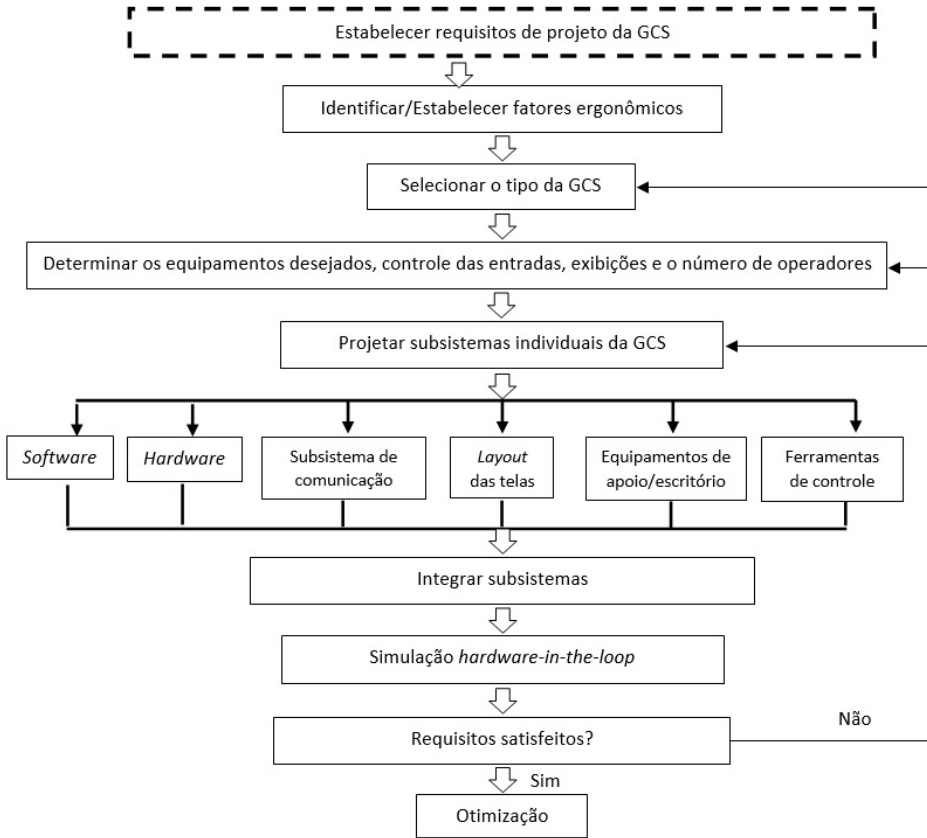
Um piloto remoto, ou um operador de carga útil, em uma GCS devem ter um local de trabalho confortável, de modo a desempenhar suas atividades com eficiência. Um fator determinante na obtenção de tal “zona de conforto” é a temperatura e a umidade do local de trabalho. Para garantir uma temperatura/umidade adequadas aos operadores, uma GCS pode ser equipada com um sistema de aclimação, também conhecido como sistema de Aquecimento, Ventilação e Ar Condicionado (HVAC).

## 11.7 PROCESSO DE PROJETO DA GCS

Ao se projetar a GCS de um VANT, deve-se selecionar o tipo da estação, os dispositivos de medição, o número de operadores e, em seguida, realizar cálculos, análises e otimizações. Em geral, os principais critérios de projeto de GCSs são os seguintes: (a) tecnologia de fabricação; (b) precisão exigida; (c) missão; (d) clima; (e) confiabilidade; (f) custo do ciclo de vida; (g) configuração do VANT; (h) fatores humanos; (i) facilidade de manutenção; (j) resistência do VANT; (k) sistema de comunicação; (l) peso; (m) nível de controle; (n) localização do controle da missão; (o) mobilidade; (p) carga de trabalho do operador; (q) modularidade e interface; (r) disponibilidade operacional; (s) infraestrutura de rede; e (t) telas de informações.

No projeto de uma GCS, as interfaces homem-máquina devem ser projetadas de forma a maximizar a eficácia do local de trabalho. A minimização da carga cognitiva é altamente desejada visando fornecer velocidade e precisão às reações dos operadores. A visibilidade de algumas situações da missão, como por exemplo, a rápida identificação de alvos, pode ser aprimorada usando técnicas gráficas avançadas. A interface humana será mais eficiente se for empregado um sistema multi-tela, sensível ao toque, para reação rápida do operador, e apresentação das informações necessárias.

A Figura 148 ilustra o processo de projeto da GCS contendo várias realimentações. Uma parte crucial do processo de projeto é integrar a GCS ao veículo aéreo. Um aumento na modularidade dos sistemas e na definição das interfaces de comunicação ajudará a superar equipamentos/fabricantes ultrapassados. Além disso, a melhoria no acesso a unidades de substituição de linha reduzirá o tempo de inatividade do sistema (para manutenção) e aumentará a disponibilidade operacional. O nível de conforto e a eficácia dos operadores (indicadores ergonômicos) devem sempre ser considerados no projeto, de forma a garantir que acidentes/erros sejam minimizados.



**Figura 148:** Processo de projeto da GCS.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

# CAPÍTULO 12

## Projeto/Seleção de Cargas Úteis



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Discorrer sobre os tipos de cargas úteis de Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANT);
2. Discorrer sobre as cargas úteis de uma série de VANTs atuais;
3. Conduzir o projeto/seleção de cargas úteis para uma missão de voo de VANT;
4. Explicar as funções de várias cargas úteis;
5. Analisar cargas úteis de reconhecimento/vigilância;
6. Especificar uma câmera Eletro-Ótica/Infravermelha (EO/ IR) para uma missão de reconhecimento/vigilância;
7. Fornecer diretrizes de instalação de cargas úteis;
8. Discorrer sobre as características técnicas de uma série de câmeras comerciais;
9. Avaliar o uso de radares para missões de rastreamento de alvos móveis;
10. Analisar cargas úteis de VANTs militares;
11. Discorrer sobre cargas úteis de Contramedida Eletrônica (ECM);
12. Conduzir o projeto aerodinâmico de cargas úteis;
13. Calcular o arrasto aerodinâmico de cargas úteis;
14. Analisar técnicas de estabilização de cargas úteis.

### 12.1 INTRODUÇÃO

Determinadas missões de voo frequentemente requerem o transporte de cargas úteis por parte dos VANTs. Uma carga útil nada mais é do que um objeto/peça/equipamento para o qual o VANT servirá de meio de transporte. Assim como qualquer outro objeto, uma carga útil possui massa e volume, de forma que o VANT deve ter capacidade (espaço interno) para acomodá-la adequadamente. Em geral, quanto maior for o alcance e a autonomia de um VANT, menos carga útil ele poderá transportar. A Tabela 7 apresenta as características de vários VANTs, de asas fixas e rotativas, grandes e pequenos, e suas frações de peso de carga útil.

As cargas úteis podem ser classificadas em dois grupos básicos: (a) dispensáveis; e (b) não-dispensáveis. As cargas úteis dispensáveis são descartadas/entregues/lançadas pelo VANT durante a operação de voo (por exemplo, armamentos militares, fluido de



pulverização agrícola, e materiais de combate a incêndios). As cargas úteis não-dispensáveis, por outro lado, permanecem no VANT até o final do voo (por exemplo, sensores e câmeras). Existem dois grupos de sensores utilizados em VANTs: (a) sensores do tipo cargas úteis; e (b) sensores dos sistemas de navegação/guiamento. Neste Capítulo, apenas os sensores classificados como cargas úteis são abordados.

## 12.2 TIPOS DE CARGA ÚTIL

Em aeronaves tripuladas, o termo “carga útil” pode se referir tanto a passageiros, quanto a cargas armazenadas a bordo. Em um VANT, por outro lado, carga útil é definida como todo e qualquer sensor/equipamento, instalado pelo usuário, a qual visa executar tarefas específicas. Essa definição, conforme já discutido, deve ser interpretada com cuidado. Equipamentos/sensores necessários para o próprio voo do VANT não são considerados cargas úteis. De forma geral, existem cinco principais classes de cargas úteis de VANTs:

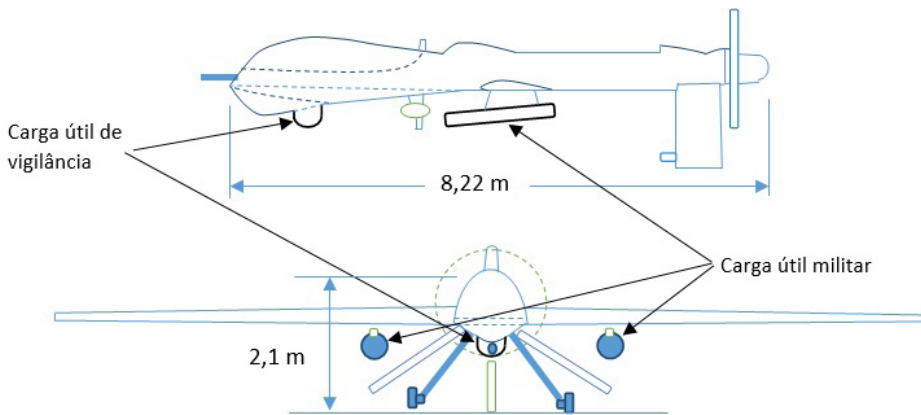
- Mercadorias, cargas e fretes: são bens civis e/ou produtos que são transportados para fins comerciais;
- Sensores de reconhecimento, vigilância e monitoramento: as principais funções dos sensores de vigilância são: (a) detecção; (b) reconhecimento; e (c) identificação. Três tipos de cargas úteis (ou seja, sensores) de vigilância comuns são: (a) câmeras eletro-ópticas de visão diurna; (b) câmeras infravermelhas de visão noturna; e (c) radares;
- Cargas úteis científicas: são empregadas em projetos científicos e de pesquisa, tais como no monitoramento e medição de parâmetros ambientais e atmosféricos (temperatura, umidade, pressão, etc.);
- Cargas úteis militares: incluem, principalmente, armamentos (por exemplo, mísseis e bombas) para operações militares e de defesa;
- Contramedidas Eletrônicas (ECMs): são veículos aéreos fictícios, dispositivos eletrônicos, ou ainda, equipamentos de comunicação destinados a enganar os sistemas de detecção inimigos em um campo de batalha.

A Figura 149 ilustra as cargas úteis do *MQ-1 Predator A*: (a) carga militar (mísseis); e (b) carga útil de vigilância (câmera).



## 12.3 MERCADORIAS, CARGAS E FRETES

Conforme mencionado anteriormente, mercadorias, cargas e fretes são bens/ produtos civis, os quais são transportados para fins comerciais. O principal objetivo desse transporte é a garantir a entrega ao cliente. Nos últimos anos, várias empresas têm buscado empregar VANTs na entrega de seus produtos. No início de 2016, por exemplo, o Google entregou um burrito da franquia Chipotle na universidade Virginia Tech. A empresa Domino's, por outro lado, entregou uma pizza na Nova Zelândia, usando um VANT.



**Figura 149:** Cargas úteis do MQ-1 Predator A.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Em dezembro de 2016, a empresa Amazon iniciou a fase de testes do seu programa de entregas por VANT (grandemente aguardado). Uma semana antes, em Cambridge, a Amazon usou um de seus VANTs autônomos para realizar sua primeira entrega, a saber, uma TV *Amazon Fire* e um saco de pipoca. A empresa informou que foram gastos 13 minutos desde a finalização do pedido do cliente até a entrega do pacote. Já em março de 2017, a Amazon realizou sua primeira demonstração pública de entrega por VANT nos EUA (serviço *Prime Air*), transportando protetores solar para os participantes de uma conferência organizada pela própria Amazon na Califórnia.

Mais recentemente, o Centro Médico da Universidade de Maryland concluiu, com sucesso, a primeira entrega de órgãos e tecidos humanos por VANT. O voo, que aconteceu em 19 de abril de 2019, teve um alcance de 4,2 quilômetros e demorou 10 minutos. De forma geral, a aplicação de VANTs para a entrega indiscriminada de



pacotes a clientes ainda requer uma análise mais completa dos custos e benefícios envolvidos. O trabalho de Kharchenko e Prusov (2012), por exemplo, é uma referência relevante sobre o assunto.

## 12.4 SENSORES DE RECONHECIMENTO, VIGILÂNCIA E MONITORAMENTO

Conforme mencionado anteriormente, as três principais funções das cargas úteis do tipo sensores de vigilância e monitoramento são: (a) detecção; (b) reconhecimento; e (c) identificação. Detecção é definida como a determinação da existência (ou não) de um objeto de interesse em um determinado ponto de inspeção. Reconhecimento, por outro lado, é a determinação da classe geral à qual o objeto detectado pertence, por exemplo: árvore, pássaro, ser humano, veículo, aeronave, etc. Identificação, por fim, é a determinação específica da identidade do objeto detectado e reconhecido, por exemplo: soldado inimigo *versus* soldado aliado, carro sedan *versus* van, etc.

Os três tipos mais comuns de cargas úteis (ou seja, sensores) de reconhecimento, vigilância e monitoramento são detalhados a seguir.

### 12.4.1 Câmera Eletro-Ótica

Uma câmera (ou imageador) é um instrumento (sensor) ótico capaz de capturar imagens, as quais podem ser armazenadas localmente e/ou transmitidas. As imagens podem compreender fotos individuais ou sequências delas (isto é, vídeos/filmes). Câmeras são consideradas dispositivos remotos, na medida em que detectam objetos sem a necessidade de estabelecer contato físico com os mesmos.

De forma geral, existem dois grupos de câmeras: (a) Eletro-Óticas (EO); e (b) Infravermelhas (IR). Uma câmera EO apresenta como saída uma imagem correspondente ao que é efetivamente visualizado pelo sensor. Tais câmeras operam na faixa de comprimento de onda de 0,4 a 0,7  $\mu\text{m}$  (espectro da luz visível), sendo por esse motivo, também referidas como “câmeras de luz visível”. Já em uma câmera IR, a imagem capturada é representada na forma de variações de temperatura e emissividade do objeto focado. O espectro infravermelho (ou de radiação térmica) engloba comprimentos de onda mais longos, na faixa de 0,7 a 1000  $\mu\text{m}$ , não sendo visível ao olho humano.

A qualidade de uma imagem capturada por uma câmera é influenciada pelas condições de iluminação. Nesse sentido, três termos devem ser primeiramente definidos/



diferenciados: (a) lúmen; (b) lux; e (c) candela. O lúmen (lm) é uma unidade de “fluxo luminoso”, isto é, uma medida da quantidade total de luz visível emitida por uma fonte. O lux (lx), por outro lado, mede o chamado “iluminamento” ou “iluminância”, o qual equivale ao fluxo luminoso dividido por unidade de área (lm/m<sup>2</sup>). A candela (cd), por fim, mede a “intensidade luminosa”, que é uma medida da percepção da potência emitida por uma fonte luminosa em uma dada direção. A Tabela 42 ilustra os níveis de iluminamento em diferentes condições de iluminação.

**Tabela 42:** Níveis de iluminamento em diferentes condições de iluminação.

Condição do céu	Iluminamento (lx)
Luz do sol com incidência direta	$1-1,3 \times 10^5$
Luz do sol com incidência indireta	$1 \times 10^4$ a $2 \times 10^4$
Dia nublado	1000
Dia muito escuro	100
Lâmpada	10 a 4000
Crepúsculo	10
Crepúsculo profundo	1
Noite com lua cheia	0,1
Noite com quarto de lua	0,01
Noite sem lua com céu claro	0,001
Noite sem lua com céu nublado	0,0001

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Um dos fatores mais importantes na seleção de uma câmera é a resolução da imagem/vídeo. A resolução de uma imagem é definida como o grau de detalhamento fornecido pela mesma. Tal característica é frequentemente descrita pelo número de *pixels* dispostos horizontal e verticalmente em uma imagem/tela, por exemplo,  $640 \times 480 = 307200$  pixels. Outra maneira de se caracterizar a resolução de uma imagem é através de um código (por exemplo, 720p ou 1080p). O código 720p se refere a  $1280 \times 720$  pixels, enquanto o código 1080p denota  $1920 \times 1080$  pixels. É comum referir-se à resolução de 720p como HD, do inglês *High Definition* (Alta Definição), e à de 1080p como FHD, do inglês *Full HD*. Já a resolução de  $4096 \times 2160$  é conhecida como UHD, do inglês *Ultra HD*.

Outra característica importante de uma câmera é a sua “taxa (ou frequência) de atualização”, ou seja, o número de quadros (*frames*) capturados por segundo (fps). A taxa de atualização é a velocidade na qual uma câmera/imageador atualiza sua imagem de saída.



Uma câmera de 20 Hz, por exemplo, atualiza a imagem 20 vezes por segundo, ao passo que uma câmera de 100 Hz faz isso 5 vezes mais rápido. Em geral, taxas de atualização mais altas implicam em uma detecção de alvo mais precisa. As câmeras EO possuem dois padrões principais de taxas de atualização: (a) PAL (Linha de Fase Alternada); e (b) NTSC (Comitê Nacional dos Sistemas de Televisão). Câmeras PAL adotam 25 fps, ao passo que câmeras NTSC, 30 fps. Câmeras de alta qualidade (câmeras de televisão profissionais) têm taxas de atualização ainda mais altas (75 fps ou mais).

Sensibilidade e ruído são outros parâmetros que influenciam a resolução das imagens, e conseqüentemente, e a velocidade máxima de um VANT carregando um imageador. Quanto mais sensível a câmera, menos tempo de exposição é necessário, e mais rápido o VANT pode voar. Quanto menor o ruído de leitura, por outro lado, mais ganho pode ser usado para manter a qualidade da imagem em níveis adequados. Isto resulta em um tempo de exposição mais curto, e conseqüentemente, em uma maior velocidade permissível para o VANT. A Tabela 43 apresenta características técnicas de várias câmeras EO comerciais usadas em VANTs de pequeno porte e em quadricópteros.

**Tabela 43:** Características técnicas de várias câmeras comerciais.

Modelo	Lux Mínimo	Linhas Horizontais	Corrente	Tensão	Massa	Dimensões
<i>Micro Color</i>	1,5	380	30 mA	7 a 12	10 g	0,79×0,79×0,99 cm
<i>Micro B/W</i>	0,5	380	15 mA	7a 12	9 g	0,79×0,79 x0,99 cm
<i>Sony CC-1SBHR</i>	0,2	550	65 mA	9 a 14,5	290 g	3,3×3,3×2,8 cm
<i>Sony CC-1XHRM</i>	0,05	480	120 mA	9 a 14,5	290 g	3,6×3,6×3,6 cm
<i>KX-131G</i>	1	330	120 mA	5	220 g	2,21×2,54×2,79 cm
<i>KX-121</i>	5	330	120 mA	5	60	2,21×2,54×1,5 cm
<i>Pencil Eraser Cam</i>	1,5	380	0.35 mA	7 a 12	64 g	0,81×0,81 cm
<i>Miniature ProSeries</i>	1,5	380	-	5 a 12	64 g	5,08×2,54×2,54 cm
<i>Tarot TL300MN FPV</i>	0,008	520	40 mA	12	15 g	21×26×30 mm
<i>DJI Zenmuse X5</i>	1,5	380	360 a 700 mA	18 a 22	526 g	120×135×140 mm
<i>Foxeer 16:9 RCX09-459-NTSC</i>	0,05	960	70 mA	5 a 40	50 g	19×13×13 mm

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



## 12.4.2 Câmera Infravermelha

Uma câmera Infravermelha (IR) é um imageador/sensor térmico que opera na largura de banda infravermelha do espectro de luz. A luz infravermelha se estende da borda vermelha nominal do espectro visível (700 nm) até 1 mm. Esta faixa de comprimentos de onda corresponde a uma faixa de frequência de aproximadamente 300 GHz a 430 THz. Uma câmera IR pode distinguir entre objetos frios e quentes, o que é relevante para a detecção de corpos humanos (quentes). Assim, ela é ideal para a localização de pessoas à noite ou em condições climáticas que ofereçam baixa visibilidade.

A resolução de uma imagem (ou vídeo) de uma câmera IR é definida de maneira semelhante à de uma câmera EO, ou seja, em número de *pixels*. Os formatos padrão são: (a) resolução regular: 160×120 (19600 *pixels*) e 384×288 (110592 *pixels*); e (b) alta resolução: 640×480 (307200 *pixels*) e 1024×768 (786432 *pixels*). Como pode ser percebido, uma câmera IR possui, em geral, menos *pixels* do que uma câmera OE. A faixa de temperatura e a sensibilidade de uma câmera IR também são fatores importantes. O primeiro parâmetro, em particular, fornece o intervalo de temperaturas (mínima e máxima) em que a câmera é capaz de detectar alvos (por exemplo, -20°C a 2000°C).

Quando câmeras IR (ou EO) são montadas em VANTs, e deseja-se obter um Campo de Visão (FOV) de 360 graus, um dispositivo giro-estabilizado constituído por cardãs deve ser utilizado. Tais dispositivos são torquados por atuadores conectados a cardãs, os quais permitem que a câmera rotacione em 1, 2, ou 3 eixos, independentemente da orientação do VANT. A Figura 150 ilustra as câmeras EO/IR giro-estabilizadas do VANT *RQ-11B Raven*.

## 12.4.3 Radar

Radar (abreviação de *Radio Detection And Ranging*, ou em português, Detecção e Telemetria por Rádio) é um dispositivo que usa ondas eletromagnéticas para medir a distância, ângulo e/ou velocidade de um objeto que se deseja detectar. Radares são particularmente empregados em VANTs para a detecção/rastreamento automático de veículos terrestres e/ou aeronaves em movimento. Os quatro elementos principais de um radar são: (a) transmissor; (b) receptor; (c) processador de sinal; e (d) antenas. Frequentemente, as antenas de transmissão e recepção de um radar são conjugadas.



**Figura 150:** Câmeras EO/IR giro-estabilizadas do VANT RQ-11B Raven.

Créditos: Alejandro Peña - Força Aérea dos EUA, Domínio Público, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2019).

O transmissor do radar é o elemento que gera o sinal de rádio a ser transmitido a partir de um oscilador, geralmente um *magnétron*. Já o receptor é o dispositivo eletrônico que recebe as ondas de rádio transmitidas e refletidas, e as converte em informações utilizáveis. Tais informações são enviadas ao processador do radar, o qual determina a distância/ângulo/velocidade do VANT com relação ao alvo. A antena, por fim, é o dispositivo elétrico que converte energia elétrica em ondas de rádio e vice-versa. A antena mais frequentemente usada em radares tem a forma parabólica (Figura 40).

Um radar opera com base no efeito (ou deslocamento) Doppler, isto é, na mudança da frequência (e comprimento de onda) de um sinal, quando este é recebido por um observador em movimento (com relação à fonte emissora). O sinal emitido pelo radar possui a “forma de onda” de um trem de pulsos estreitos e retangulares. A frequência de transmissão ( $f_0$ ) desse sinal (tipicamente entre 9 e 35 GHz), está relacionada ao período da forma de onda ( $t_0$ ), isto é, ao tempo entre dois pulsos, bem como ao comprimento de onda ( $\lambda_0$ ) e à velocidade da luz ( $c$ ):

$$f_0 = \frac{1}{t_0} = \frac{c}{\lambda_0} \quad (219)$$

O sinal emitido viaja até o alvo (na velocidade da luz), atinge o mesmo, e é refletido de volta (na mesma velocidade). A antena do radar, em seguida, recebe essa energia refletida



e a envia ao receptor. O receptor, por fim, processa essa informação, visando: (a) detectar a presença do alvo; e (b) calcular sua distância, orientação e/ou velocidade relativa. A distância ( $R$ ) do radar ao alvo é computada como:

$$R = \frac{ct_p}{2} \quad (220)$$

onde  $t_p$  é o tempo de propagação do sinal (ida e volta).

Quando as velocidades do alvo ( $v_a$ ) e do radar/VANT ( $v_r$ ) com relação ao meio (ou seja, o ar) são menores do que a velocidade das ondas no meio, a relação entre a frequência observada ( $f$ ) e a frequência emitida ( $f_0$ ) é dada por:

$$f = \left( \frac{c \pm v_r}{c \pm v_a} \right) f_0 \quad (221)$$

onde  $v_r$  é positiva se o VANT estiver se movendo em direção ao alvo, e  $v_a$  é positiva se o alvo estiver se movendo em direção contrária ao VANT. Ao se medir a frequência recebida ( $f$ ), é possível usar a equação (221) para se calcular a velocidade do alvo, já que  $v_r$  e  $f_0$  são conhecidas. Caso o VANT esteja se movendo sob um ângulo  $\theta$  (com relação à linha de visada para com o alvo) diferente de zero, tal efeito angular deve ser contabilizado multiplicando-se as velocidades do VANT e do alvo ( $v_r$  e  $v_a$ ) por  $\cos \theta$ .

Existem várias vantagens e desvantagens de se utilizar radares no lugar de sensores óticos, isto é, câmeras. Um radar, por exemplo, fornece sua própria fonte de energia; logo, ele não depende da luz refletida (ou calor emitido) pelo alvo para detectá-lo. Por outro lado, os radares são mais suscetíveis à detecção (por parte de forças hostis) do que os sensores óticos. Comparados aos radares, os quais fornecem imagens sintéticas, os sensores óticos podem fornecer, em condições favoráveis, imagens de alta qualidade do alvo. Estes, contudo, apresentam um FOV limitado, além de desempenho reduzido em condições climáticas adversas e/ou condições de fumaça e poeira.

Um tipo particular de radar, frequentemente usado em VANTs durante pousos em condições atmosféricas adversas, é o radar altimétrico. O radar altimétrico é muito mais preciso (e caro) que os altímetros barométricos (já estudados anteriormente). Outro tipo de radar moderno que fornece melhor resolução espacial (em comparação com os radares de varredura de feixe convencionais) é o Radar de Abertura Sintética (SAR). O SAR é um sistema de radar de visão lateral que simula eletronicamente uma antena, e é capaz de gerar imagens de sensoriamento remoto de alta resolução. Neste processo,



conhecido como “detecção coerente”, a fase dos sinais refletidos é comparada com a dos sinais transmitidos.

Como exemplo de radar de vigilância aerotransportado de ampla área usado em VANTs, pode-se citar o desenvolvido pelo *Lincoln Laboratory*. Esse radar é capaz de detectar e rastrear veículos terrestres em movimento, tais como tanques, caminhões, e até mesmo helicópteros, em um raio de 15 km. O sistema deste radar requer menos de 1400 W de potência e pesa 80 kg. O radar possui três formas de compressão de pulso lineares básicas, com Modulação por Frequência (FM), e opera em uma ampla variedade de modos, de forma a atender a diferentes requisitos de detecção e rastreamento. A Tabela 44 apresenta os parâmetros técnicos deste radar e a Tabela 45 fornece as características das formas de onda básicas para os três principais modos de operação do mesmo.

**Tabela 44:** Parâmetros do radar do Lincoln Laboratory.

Parâmetro	Valor
Tipo de radar	Doppler de pulso coerente
Frequência	Banda Ku
Largura de banda RF (instantânea)	10 MHz
Ruído do receptor	7dB
Frequência de repetição de pulso	3 a 10 kHz
Resolução	15, 30, e 50 m
Faixa dinâmica linear	40 dB mínimo
Quantização AID de vídeo I/O	8 bits/canal
Tipo de refletor de antena	Parabólica de 45 cm × 45 cm
Juntas rotativas	Azimute e elevação
Padrão de elevação	Cossecante ao quadrado
Largura do feixe de azimute	3 graus
Velocidade de varredura (variável)	0 a 48 graus por segundo
Lóbulos laterais de azimute	-28 dB (máximo), -35 dB (média)
Ganho de pico	30 dBi
Polarização	Horizontal

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 45:** Características das formas de onda do radar do Lincoln Laboratory.

Modos de operação	Características das formas de onda
Detecção de alvos terrestres móveis (vigilância de área ampla)	varredura de 360 graus a cada 18 segundos faixa de alcance de 5 a 15 km forma de onda com resolução de 50 m frequência máxima de repetição de pulso de 7 kHz
Rastreamento de alvos terrestres móveis (vigilância de área específica)	varredura de 30 graus a cada 5 segundos faixa de alcance de 6 km dividida em dois intervalos de 3 km forma de onda com resolução de 15 m frequência máxima de repetição de pulso de 4,4 kHz
Rastreamento de helicópteros	varredura de 25 graus a cada 2,5 segundos faixa de alcance de 4 km forma de onda com resolução de 30 m frequência máxima de repetição de pulso de 10 kHz

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Como exemplo adicional do uso de radares em VANTs, pode-se citar o *Global Hawk* da Força Aérea dos EUA, o qual é equipado com um radar meteorológico *Garmin GSX 70*. Este radar é capaz de fornecer informações meteorológicas, em tempo real, e conta com varreduras horizontais (para melhor visibilidade da força e intensidade da atividade convectiva), e verticais (para análise de topos e gradientes de tempestade). A Tabela 46 apresenta as características técnicas de um radar *Garmin GSX 70*.

**Tabela 46:** Radar Garmin GSX 70 usado no Global Hawk.

Parâmetro	Valores
Faixa de frequência de saída	Banda X (9,3 a 9,5 GHz)
Ajuste de ganho do receptor	+12 a -64 dB
Sensibilidade do receptor	-126 dBm (mínimo)
Ganho manual	+12 a - 64 dB
Tamanho da antena e largura do feixe	Antena de 45 cm/5,3 graus
Tamanho	Diâmetro na base/Profundidade: 16 cm Antena (diâmetro do disco chato): 45 cm
Peso unitário (massa)	4,31 kg
Requisitos de alimentação	<3 A a 14 V e <1,5 A a 28 V
Potência do transmissor (nominal)	40 W

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



O VANT *MQ-1C Gray Eagle* da General Atomics, por outro lado, é equipado com um radar tático *AN/ZPY-1 STARLite* de pequeno porte. O radar possui massa de 29 kg, volume de 34 dm<sup>3</sup>, e requer menos de 750 W de potência. Ele possui um modo de Indicação de Alvo Móvel (MTI) que pode rastrear uma pessoa caminhando no solo a uma distância de até 8 km. O SAR *Raytheon*, por fim, desenvolvido para o VANT X-45, fornece uma resolução de 60 cm em uma faixa de alcance de 80 km do alvo.

#### 12.4.4 Lidar

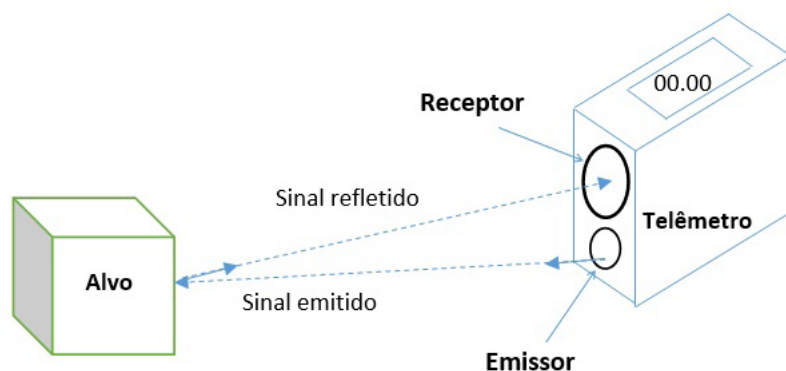
Lidar (abreviação de *Light Detection And Ranging*, ou em português, Detecção e Telemetria por Luz) é um dispositivo semelhante ao radar, mas que, ao invés de emitir ondas de rádio, emprega outras partes do espectro eletromagnético, a saber, a luz ultravioleta, visível ou infravermelha próxima (via *lasers*). O lidar é um sensor ótico que mede a distância de um observador a um alvo, iluminando o mesmo com uma luz *laser* pulsada, e medindo os pulsos refletidos com um sensor. As diferenças nos tempos de trânsito e comprimentos de onda do *laser* são usadas para se criar representações digitais tridimensionais do objeto alvo.

Dois desvantagens de um lidar são seu peso elevado e grande consumo de energia (em comparação com câmeras óticas), os quais limitam sua aplicação a VANTs com maior disponibilidade de carga útil (por exemplo, o helicóptero não-tripulado *RMAX* da Yamaha).

#### 12.4.5 Telêmetro

Um telêmetro (ou no inglês, *range finder*) é um dispositivo que mede a distância de um observador (por exemplo, VANT) a um alvo. O telêmetro emite feixes *laser* em direção ao alvo, os quais são refletidos pelo mesmo e recebidos por um receptor (Figura 151). O relógio do telêmetro mede o tempo total gasto desde a saída dos feixes do emissor até o retorno dos mesmos. Uma vez que a velocidade de propagação do *laser* é conhecida (a saber, a velocidade da luz, de 299792458 m/s), um processador calcula a distância percorrida pelo sinal multiplicando este tempo pela velocidade da luz.

O telêmetro é uma ferramenta vital do sistema de detecção/desvio e de prevenção de colisão de VANTs. A Tabela 47 apresenta características de vários telêmetros comerciais, incluindo dimensões, massa, consumo de energia e limites de alcance. A Tabela 48, por outro lado, detalha as características óticas do telêmetro *BOD 63M-LA04-S115*. Um lidar (conceituado na Seção anterior) é um tipo particular, e mais sofisticado, de telêmetro.



**Figura 151:** Mecanismo do telêmetro.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 47:** Características de vários telêmetros comerciais.

Modelo	Dimensões (cm×cm×cm)	Massa (kg)	Tensão (V)	Corrente (mA)	Alcance Mínimo (m)	Alcance Máximo (m)
<i>BOD 63M-LA04-S115</i>	3,5×7×9	0,26	24	200	1	6
<i>Opti Logic</i>	8×8×3	0,22	8	14,4	91	550
<i>Nikon Coolshot 80 VR</i>	10×5×8	0,22	3	-	8	915
<i>Micro-Laser</i>	4×4×10	0,57	1,5	-	25	1500

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 48:** Características óticas do telêmetro BOD 63M-LA04-S115.

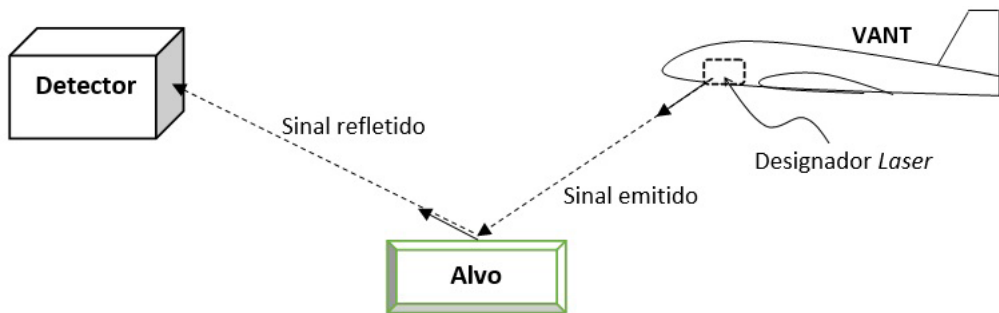
Parâmetro	Valor/Tipo	Unidade
Tipo de luz	Luz <i>laser</i> vermelha	-
Princípio de operação ótica	Tempo de trânsito da luz	-
Característica do feixe	Colimado	-
Luz ambiente máxima	10000	Lux
Potência média; $P_{omax}$	1	mW
Tamanho do ponto de luz a 6 m	Ø 10	mm
Duração do pulso; $t_{max}$	0,007	µs
Frequência de pulso	2050	kHz
Potência de pulso; $P_{pmax}$	70	mW
Comprimento de onda	660	nm

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



### 12.4.6 Designador *Laser*

Como o nome indica, um Designador *Laser* (LD) é uma fonte de luz *laser* que é utilizada para designar um alvo. Um LD possui três elementos principais: (a) gerador de sinal; (b) transmissor; e (c) sinal *laser* para conversor de pulso. Quando um alvo é marcado por um designador, um sistema detector/rastreador externo (Figura 152) é capaz de identificar os sinais que ricocheteiam do alvo em direção a ele. Em aplicações militares, é necessário que haja uma linha de visada direta entre o designador e o alvo, bem como entre o alvo e o sistema detector externo (geralmente uma arma guiada a *laser*).



**Figura 152:** Mecanismo do LD.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 12.4.7 Receptor de Alerta de Radar

O receptor de alerta de radar é empregado para se detectar emissões de rádio de um sistema de radar externo, e então emitir um aviso quando este for uma ameaça (como o radar de um míssil se aproximando, por exemplo). Após detectado o radar ameaçador, o próximo movimento do VANT deve ser enganar/escapar do míssil, através do seu sistema de Contramedida Eletrônica (ECM), ou então, destruí-lo, através dos seus sistemas de defesa.

Este sistema de alerta é frequentemente instalado na parte traseira dos VANTs (por exemplo, dentro da cauda horizontal), e direcionado para trás. Para melhorar a sua capacidade de sobrevivência, por exemplo, o VANT *Global Hawk* é equipado com um conjunto de autoproteção desenvolvido pela Raytheon, a qual inclui um receptor de alerta por radar AN/APR-49.



## 12.5 CARGAS ÚTEIS CIENTÍFICAS

Há uma grande variedade de cargas úteis não-militares e/ou do tipo sensores de reconhecimento/vigilância, as quais podem ser utilizadas em VANTs para fins de pesquisa científica. Dentre as mais significativas, destacam-se os espectrômetros, os detectores de radiação, os sensores ambientais e os sensores atmosféricos.

Um espectrômetro é um equipamento que analisa o espectro de luz refletido de um objeto de interesse, de forma a identificar seus elementos químicos componentes. Esta tecnologia tem particular aplicação em ambientes sujeitos a condições extremas, tais como em reatores nucleares e no fundo de oceanos. Um detector de radiação, por sua vez, monitora partículas atômicas e subatômicas de alta energia provenientes do sol, de supernovas distantes e de outras fontes, visando determinar eventuais evidências de vida, e condições favoráveis à mesma. Já um sensor ambiental registra informações ambientais, tais como monóxido de carbono, vapor d'água, aerossóis, ozônio, gases que compõem o ar, viscosidade do ar, produtos químicos no ar e radiação ultravioleta. Um sensor atmosférico, por fim, registra informações atmosféricas, tais como velocidade do vento, direção do vento, pressão do ar, temperatura do ar, temperatura do solo, umidade relativa, etc.

As cargas úteis científicas são projetadas/fabricadas em várias configurações, tamanhos e pesos, e para diferentes clientes/finalidades. Em 2006, por exemplo, a NASA adquiriu um *General Atomics MQ-9 Predator* (denominado *Ikhana*) para apoiar missões de ciências atmosféricas e desenvolvimento de tecnologia aeronáutica avançada. O VANT *Ikhana* sobrevoou vários dos principais incêndios florestais do sul da Califórnia em 2007, capturando imagens de infravermelho térmico para ajudar os bombeiros a combater as chamas descontroladas que restavam.

Já em 2009, a NASA equipou um *Global Hawk* (Figura 153) e o equipou com vários sensores científicos, tais como sensores meteorológicos, sensores de relâmpagos e radar de banda Ku, para missões de pesquisa e demonstração de novas tecnologias. Algumas aplicações científicas incluíram: (a) medições da camada de ozônio; (b) transporte de poluentes atmosféricos e aerossóis através do Pacífico; e (c) monitoramento de furacões na bacia do Atlântico.

## 12.6 CARGAS ÚTEIS MILITARES

Em geral, existem dois grupos de missões militares: (a) sem lançamento de armamento letal; e (b) com lançamento de armamento letal. O primeiro grupo envolve



missões de reconhecimento/vigilância, Inteligência Eletrônica (ELINT) e designação de alvos por *laser*. Já o segundo inclui operações de abordagem, interceptação e ataque, os quais se dão por meio de explosivos carregados/lançados a bordo. VANTs que utilizam tais cargas são classificados como Veículos Aéreos Não-Tripulados de Combate (UCAV).



**Figura 153:** VANT Global Hawk da NASA.

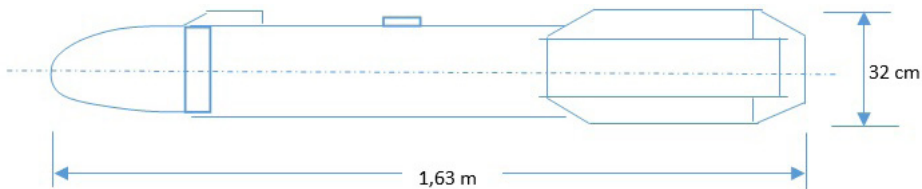
Créditos: Carla Thomas, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2009).

Cargas úteis militares são compostas, principalmente, por provisões e munições. Essas munições são frequentemente presas à parte inferior do VANT e, no momento necessário, liberadas ou lançadas. O número de munições necessárias para uma missão pode ser analisado como um compromisso entre o alcance, peso, tamanho e custo do equipamento. Se o raio de ação do VANT for menor do que o alcance projetado, mais munição pode ser transportada com menos combustível.

Há uma variedade de cargas úteis militares que podem ser transportadas por VANTs, tais como: (a) mísseis; (b) foguetes; e (c) bombas. Como exemplo, pode-se citar o míssil *Hellfire AGM-114* (Figura 154), bastante utilizado no VANT *Predator*. Este armamento é um míssil ar-superfície originalmente desenvolvido para aplicações anti-blindagem,



embora modelos posteriores tenham sido adaptados para ataques de precisão contra outros tipos de alvos. O *Hellfire* básico tem um comprimento de 163 cm, uma massa de 45 kg, e é equipado com um motor de foguete de combustível sólido e um sistema de guiamento a *laser* semiativo. Ele pode ter como alvo, tanques, veículos blindados e até mesmo indivíduos, e possui um alcance de 8 km.



**Figura 154:** Míssil Hellfire AGM-114.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 12.7 CONTRAMEDIDAS ELETRÔNICAS

Um VANT militar deve possuir um sistema de autodefesa, caso contrário, ele poderá ser atacado e/ou abatido por mísseis inimigos. As técnicas usadas para se proteger um VANT contra tais ataques, são conhecidas como Contramedidas Eletrônicas (ECMs).

Uma ECM pode ser um objeto postiço, um dispositivo eletrônico, ou um equipamento de comunicação (por exemplo, anti-interferência) que tenha como objetivo, enganar os sistemas de detecção do inimigo em um campo de batalha. A operação de uma ECM pode incluir: (a) fazer com que um objeto (por exemplo, VANT) desapareça para os radares de um míssil em aproximação; (b) fazer com que um objeto pareça ter se fragmentado em vários para o inimigo; e (c) fazer com que um objeto pareça se mover aleatoriamente. Duas técnicas ECMs bastante comuns são: (a) interferência (ou empastelamento); e (b) engano de mísseis teleguiados.

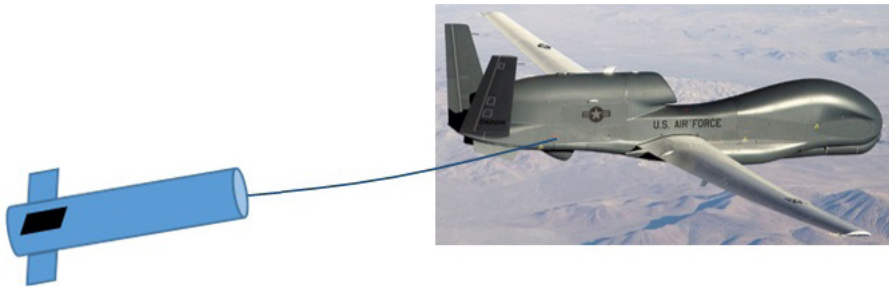
A técnica de interferência (do inglês, *jamming*), é definida como a interrupção dos sinais recebidos (e/ou diminuição da relação sinal-ruído) pelo míssil inimigo, por meio da transmissão deliberada de sinais ruidosos. A interferência é realizada transmitindo-se sinais na frequência do radar do míssil inimigo, mas com um nível de ruído suficiente para ocultar os sinais de eco do VANT. Os sistemas de comunicação de um VANT também podem sofrer *jamming*. Nesse caso, a interferência é um ataque, e não uma defesa (Bellardo, Savage; 2003).

Já a técnica de engano (do inglês, *deception*) emprega um *transponder* capaz de imitar o eco do radar do míssil, mas com um atraso proposital, o qual leva ao cálculo incorreto da sua distância com relação ao VANT. Os *transponders* também podem aumentar a força do



eco de retorno, de forma a fazer com que um pequeno objeto chamariz (do inglês, *decoy*) pareça um alvo grande, e seja atacado pelo míssil inimigo no lugar do VANT. Outra técnica de engano é a dispersão de pequenas tiras de metal (geralmente de alumínio) chamadas de *chaff* ou *flare*, as quais visam alterar as propriedades eletromagnéticas do ar, e assim, confundir os sinais de radar do míssil inimigo.

O VANT *Global Hawk*, por exemplo, possui três níveis de ECMs de defesa contra prováveis ataques de mísseis: (a) um receptor de alerta de radar AN/ALR 89; (b) um sistema anti-interferência; e (c) um sistema de chamariz rebocado ALE 50 (Figura 155).



**Figura 155:** Chamariz rebocado pelo Global Hawk.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 12.8 CARGAS ÚTEIS DE ALGUNS VANTS

### 12.8.1 RQ-4 Global Hawk

A fuselagem de alumínio do *Global Hawk* contém um compartimento pressurizado, o qual é destinado à acomodação de cargas úteis e sistemas aviônicos. O conjunto de sensores integrados do *Global Hawk* inclui: (a) um Radar de Abertura Sintética (SAR), para captura de imagens pontuais e busca em áreas amplas; (b) um sistema de sensores eletro-óticos e infravermelhos; (c) um Radar de Varredura Eletrônica Ativa (AESA), parte da plataforma de Inteligência de Sinais (SIGINT) aerotransportados da Força Aérea dos EUA; e (d) um Indicador de Alvos Móveis (MTI) terrestres.

Outras cargas úteis do *Global Hawk* podem incluir sensores hiperspectrais, para detecção de agentes químicos e biológicos, e cargas úteis de Inteligência Eletrônica (ELINT), como substitutos à plataforma SIGINT. O sistema pode obter imagens com resolução de 1 metro no modo de busca de área ampla, e resolução de 30 cm no modo



pontual, bem como realizar vigilância sobre uma área de 40000 km<sup>2</sup>, a uma altitude de 20 km, em apenas 24 horas.

### 12.8.2 MQ-9 Predator B Reaper

O *MQ-9 Predator* tem provisões para transportar uma variedade de sensores, sistemas de comunicação e cargas úteis militares. Em termos de sensores, o VANT é equipado com uma câmera colorida RGB (*Red-Blue-Green*) em seu nariz (para visão frontal e controle de voo pelo piloto lotado na Estação de Controle Terrestre (GCS)), uma câmera de visão diurna de abertura variável, uma câmera infravermelha (IR) de abertura variável (para visão noturna), e um SAR para vigilância através das nuvens.

Em termos de cargas úteis militares, o *MQ-9* tem provisões para seis pilones<sup>30</sup>, podendo carregar vários *kits* de missão e combinações de armas e sensores, de forma a atender aos requisitos de combate. Ele pode transportar, por exemplo: (a) dois mísseis de ar-superfície *AIM-114 Hellfire*; ou (b) quatro *AIM-92 Stinger*; ou (c) seis mísseis *AGM-176 Griffin*; ou (d) uma bomba guiada por *laser GBU-12 Paveway II*; ou (e) um *GBU-38 Joint Direct Attack Munition (JDAM)*; ou ainda (f) várias unidades de bomba guiadas por *laser* de 250 kg.

### 12.8.3 RQ-7 Shadow 200

A carga útil primária do VANT *RQ-7 Shadow 200* é um grupo de sensores eletro-óticos e infravermelhos, a saber: (a) uma câmera infravermelha voltada para a frente (FLIR); (b) uma câmera de visão diurna com filtro de infravermelho próximo selecionável; e (c) um Designador *Laser (LD)*. As cargas úteis deste VANT podem incluir SARs, MTIs, sensores hiperespectrais, relés de comunicações, marcadores/iluminadores, telômetros a *laser* e designadores de alvo. A carga útil para cada missão é selecionada de acordo com os requisitos de operação de voo.

### 12.8.4 RQ-5 Hunter

A carga útil básica do *Hunter* é um equipamento ótico/eletrônico militar multimissão, o qual inclui televisão e câmeras infravermelhas para fornecer capacidade de vigilância diurna/noturna. Outras cargas úteis do *Hunter* incluem um LD e dispositivos de comunicação.

---

<sup>30</sup> Pilone (do inglês, *pylon* ou *hardpoint*) é um equipamento suspenso, fixado externamente na asa ou fuselagem de uma aeronave, com a finalidade de transportar cargas, as quais podem ou não ser lançadas em voo, tais como armamentos e tanques de combustível. O uso de um pilone é recomendado para que o item carregado não entre em contato com as superfícies de controle, e também como forma de prevenir que aconteçam distúrbios indesejáveis no escoamento do ar através das asas da aeronave.



## 12.8.5 X-45

A fuselagem do *X-45A* carrega dois compartimentos de armas alojados internamente. O VANT pode transportar munições guiadas de alta precisão, e mais de uma tonelada de bombas e outras cargas úteis militares. O VANT *X-45* também é equipado com um conjunto de sensores incluindo: (a) um radar AESA; (b) um SAR.

## 12.8.6 Yamaha RMAX

O helicóptero não-tripulado *RMAX* da Yamaha possui uma plataforma de observação, a qual inclui uma câmera de vídeo digital e uma câmera fotográfica, juntamente com três câmeras em miniatura para fins de navegação. Além disso, ele carrega um dispositivo giro-estabilizado que pode modificar a posição angular da câmera em voo.

## 12.8.7 DJI Phantom

O quadricóptero *Phantom 4* da DJI carrega uma câmera giro-estabilizada de três eixos com sensor de Metal-óxido-Semicondutor Complementar (CMOS), de 20 megapixels e 1 polegada. Ele integra um sistema de transmissão de vídeo atualizado de Alta Definição (HD) que fornece taxa de transmissão de 5,8 GHz a um alcance máximo de 7 km. O *Phantom 4* ainda conta com prevenção de obstáculos através de cinco sensores direcionais, e seis câmeras infravermelhas embarcadas.

# 12.9 INSTALAÇÃO DE CARGAS ÚTEIS

Após a carga útil de um VANT ter sido selecionada, a próxima etapa do projeto diz respeito à sua instalação, a qual pode ter impacto considerável na configuração do veículo. A instalação da carga útil está relacionada a alguns aspectos, cinco dos quais são abordados resumidamente a seguir.

## 12.9.1 Cablagem da Carga Útil

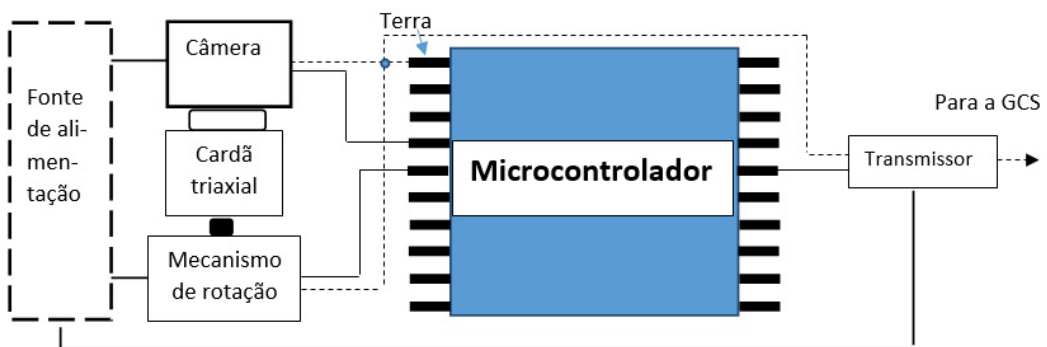
A maioria das cargas úteis consome energia elétrica; logo, é comum que elas possuam pelo menos três conexões: (a) da fonte de alimentação (como uma bateria); (b) de/para o microcontrolador; e (c) do terminal terra. Uma carga útil externa (por exemplo,



míssil, câmera) é conectada eletricamente ao VANT por meio do chamado “umbilical”, o qual é liberado quando do eventual lançamento/liberação da carga útil. Vários dados são trocados por meio de um umbilical, como por exemplo: (a) imagens da câmera/radar; (b) sinais de controle; e (c) sinais de lançamento. A Figura 156 ilustra uma câmera giro-estabilizada e suas conexões/cablagens típicas. As imagens/vídeos da câmera são enviadas ao microcontrolador e, após o processamento, transmitidas à Estação de Controle Terrestre (GCS) via sinal de rádio.

## 12.9.2 Localização da Carga Útil

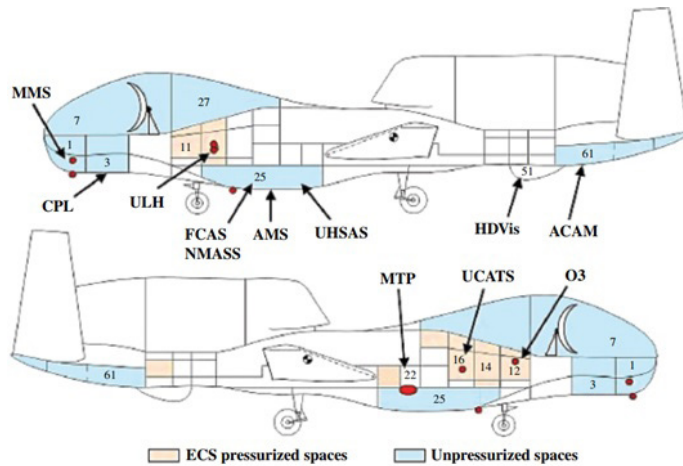
Geralmente, existem duas localizações propícias para a instalação de cargas úteis em um VANT: (a) dentro do veículo; e (b) fora do veículo. Se a carga útil possuir grandes dimensões e forma não-aerodinâmica (por exemplo, um radar), recomenda-se que ela seja montada dentro do VANT. Nesse caso, o gerenciamento do espaço interno e o ajuste do centro de gravidade do veículo se farão necessários. Adicionalmente, o projetista deve se certificar que o desempenho da carga útil não seja afetado negativamente pela sua localização. Por exemplo, um radar instalado dentro de um VANT necessitará de um *radome* fabricado com material, espessura e curvatura apropriadas (Figura 39). Por outro lado, se a carga útil for instalada fora do VANT (por exemplo, abaixo da fuselagem), a técnica de *lofting* deve ser empregada para reduzir o arrasto da carga útil.



**Figura 156:** Cablagem de uma câmera de VANT.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

A Figura 157 ilustra a disposição interna das cargas úteis de um VANT *Global Hawk* da NASA. Como pode ser observado, alguns dos sensores são alocados em um espaço pressurizado, a fim de operarem com maior eficiência. A Tabela 49 fornece a descrição dessas cargas úteis.



**Figura 157:** Disposição interna das cargas úteis de um Global Hawk da NASA.

Créditos: NASA/DFRC, Domínio público, Fonte: (GLOBAL HAWK, 2012).

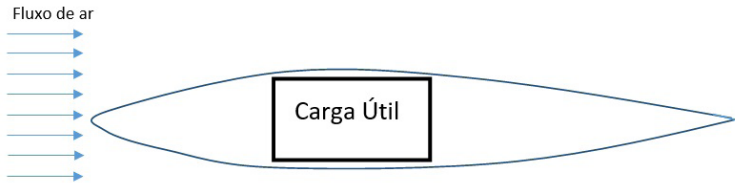
**Tabela 49:** Principais cargas úteis de um Global Hawk da NASA.

Carga útil	Descrição
ACAM	Mapeador atmosférico compacto aerotransportado
CPL	Lidar de física de nuvem
FCAS	Espectrômetro de aerossol de cavidade focada
MMS	Sistema de medição meteorológica
MTP	Perfilador de temperatura de micro-ondas
HDVis	Sistema de vídeo de alta definição
NMASS	Espectrômetro de tamanho de aerossol de modo de nucleação
O3	Fotômetro ultravioleta de feixe duplo para medições precisas de ozônio
UCATS	Cromatógrafo para espécies vestigiais atmosféricas
UHSAS	Espectrômetro de aerossol de ultra-alta sensibilidade
ULH	Higrômetro a laser para medições <i>in situ</i> de vapor de água atmosférico de alta precisão

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 12.9.3 Aerodinâmica da Carga Útil

A maioria das cargas úteis não possui, a princípio, forma aerodinâmica e pode ser que, eventualmente, elas precisem ser instaladas fora do VANT (por exemplo, abaixo da fuselagem). Nesse caso, é necessário se projetar uma cobertura/carenagem para carga útil, comumente referida como coifa (Figura 158). Uma coifa bem projetada, em termos de peso e aerodinâmica, pode reduzir o arrasto da carga útil em até 90%. Além disso, a coifa reduz as interferências do fluxo de ar com superfícies de sustentação, tais como a asa e a cauda.



**Figura 158:** Coifa para carga útil externa.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

Uma coifa curta é leve, porém pode gerar um grande arrasto. Já uma coifa longa diminui o arrasto, mas tem um peso maior. Consequentemente, um estudo de compensação (*trade-off*) entre o peso e o tamanho da mesma se faz geralmente necessário. Como regra geral, a relação espessura/comprimento de uma coifa bem projetada deve ser inferior a 20%. A Figura 159 ilustra coifas de duas antenas de um VANT *Predator B Reaper*.

O arrasto aerodinâmico de uma carga útil ( $D_p$ ) é função dos seguintes fatores: (a) ângulo de ataque da superfície; (b) geometria da superfície (por exemplo, área frontal;  $S_f$ ); (c) existência de coifa; (d) velocidade aerodinâmica ( $V$ ); (e) densidade do ar ( $\rho$ ); e (f) número de Reynolds do fluxo de ar:

$$D_p = \frac{1}{2} \rho V^2 S_f C_D \quad (222)$$













onde  $C_D$  é o coeficiente de arrasto da carga útil. Uma série de formas simétricas (características de cargas úteis) e seus valores de coeficientes de arrasto em baixa velocidade são ilustrados na Tabela 50 (Cengel; Cimbala, 2013).



**Figura 159:** Coifas de duas antenas de um Predator B Reaper.

Créditos: Força Aérea dos EUA dos EUA, Sgt. Dennis Henry/27ª Divisão de Operações Especiais Relações Públicas - 160529-F-PM120-115, Domínio Público, Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, 2016).

**Tabela 50:** Coeficientes de arrasto para várias geometrias e formas bidimensionais.

Geometria Frontal	Detalhe	Forma	$C_d$
Área quadrada	Cantos vivos	→ → → 	2,2
	Cantos arredondados	→ → → 	1,2
Área circular	Fluxo laminar	→ 	1,2
	Fluxo turbulento	→ →	0,3
Área triangular equilateral	Face pontiaguda	→ → → 	1,5
	Face plana	→ → → 	2
Área retangular	Cantos vivos	L/D* = 0,1	1,9
	→ → → 	L/D = 0,5	2,5
		L/D = 3	1,3
	Cantos arredondados	L/D = 0,5	1,2
	→ → → 	L/D = 1	0,9
		L/D = 4	0,7
Área elíptica	Fluxo laminar	L/D = 2	0,6
		L/D = 8	0,25
	Fluxo turbulento	L/D = 2	0,2
→ → → 	L/D = 8	0,1	
Concha simétrica	Face côncava	→ → → 	2,3
	Face convexa	→ → → 	1,2
Área semi-circular	Face côncava	→ → → 	1,2
	Face plana	→ → → 	1,7

\* L: comprimento ao longo do fluxo; D: largura perpendicular ao fluxo



### 12.9.4 Integração Estrutura-Carga Útil

A despeito da localização (isto é, interior ou exterior) da carga útil no VANT, a integridade estrutural do veículo deve sempre ser mantida, de forma que as várias solicitações mecânicas de voo (por exemplo, rajadas de vento, forças aerodinâmicas e peso) e tensões (por exemplo, normal, de cisalhamento, de flexão) sejam suportadas com segurança pela estrutura. Em geral, tais solicitações/tensões são significativamente maiores em curvas coordenadas e em pousos forçados, devendo ser levadas em conta nas etapas de projeto.

### 12.9.5 Estabilização da Carga Útil

A maioria das cargas úteis do tipo câmeras, imageadores térmicos, telêmetros e designadores *laser* necessitam ser instaladas em um local estável, a fim de gerarem um desempenho fotográfico aceitável. Além disso, para se obter uma imagem de qualidade, a linha de visada do imageador para com o alvo deve possuir angulação apropriada. Esses dois requisitos podem ser cumpridos recorrendo-se a um sistema de estabilização de carga útil, que nada mais é do que um circuito de controle em malha fechada onde o movimento do VANT é detectado e realimentado.

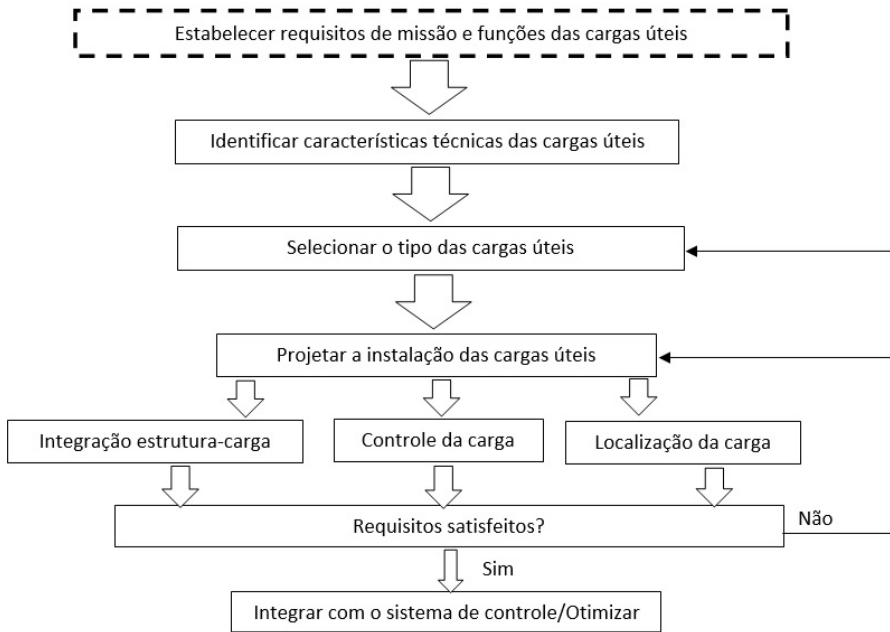
Os sistemas de estabilização de câmeras geralmente usam giroscópios/girômetros para detectar distúrbios, sendo por isso mesmo, chamados de sistemas giro-estabilizados. Um elemento popular e eficaz em sistemas de câmeras giro-estabilizadas são os cardãs (do inglês, *gimbals*). Nesses sistemas, um controlador envia comandos a atuadores conectados aos cardãs (geralmente triaxiais), de forma que qualquer movimento do VANT (detectado pelos giroscópios/girômetros) seja anulado pelos mesmos, fazendo com que a câmera permaneça sempre apontada para o alvo (se o VANT, por exemplo inclinar para cima em 5 graus (arfagem positiva), o cardã correspondente é inclinado para baixo em -5 graus).

## 12.10 PROCESSO DE PROJETO/SELEÇÃO DE CARGAS ÚTEIS

A seleção das cargas úteis tem um impacto significativo na configuração do VANT, uma vez que ela está vinculada à missão e ao desempenho do mesmo. Em geral, os principais fatores que afetam o processo de projeto/seleção das cargas úteis são: (a) tecnologia de fabricação; (b) exatidão e precisão; (c) tamanho; (d) volume; (e) confiabilidade; (f) custo do ciclo de vida; (g) configuração do VANT; (h) requisitos de furtividade; (i) facilidade



de manutenção; (j) consumo de energia; (k) integração; (l) instalação; (m) consumo de energia; (n) interferência na segurança de voo; (o) compatibilidade com sistema de controle; (p) peso; (q) assinatura de rádio/radar; (r) fatores ambientais; e (s) considerações aerodinâmicas. A Figura 160 ilustra um fluxograma que representa o processo de seleção/projeto de cargas úteis.



**Figura 160:** Processo de projeto/seleção de cargas úteis.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

# CAPÍTULO 13

## Projeto do Sistema de Comunicação



**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Discutir as atuais tecnologias de sistemas de comunicação de Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs);
2. Discorrer sobre o processo de comunicação;
3. Analisar as características dos sistemas de comunicação de uma série de VANTs atuais;
4. Explicar a função e os elementos de um sistema de comunicação de VANT;
5. Prover diretrizes de instalação para o sistema de comunicação;
6. Avaliar a integração estrutura-sistema de comunicação;
7. Analisar as características de um transmissor;
8. Analisar as características de um receptor;
9. Descrever a operação de telemetria;
10. Explicar o processo de transmissão de comandos de uma Estação de Controle Terrestre (GCS) para um VANT;
11. Explicar o processo de transmissão de dados de um VANT para uma GCS;
12. Discorrer sobre tecnologias de antenas;
13. Descrever as bandas de frequência comumente usadas nas comunicações;
14. Discutir o processo de criptografia;
15. Conduzir o processo de projeto de um sistema de comunicação.

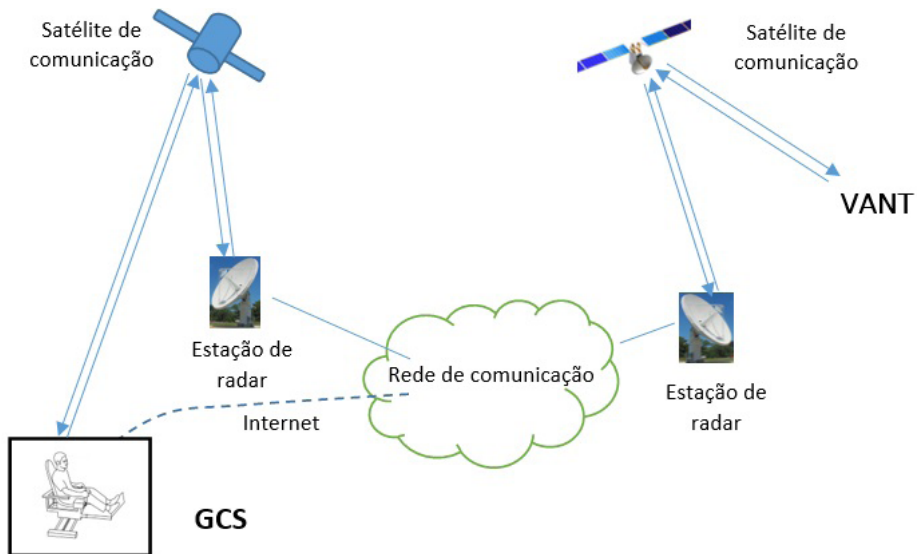
### 13.1 INTRODUÇÃO

Um subsistema importante de um Veículo Aéreo Não-Tripulado (VANT) é o sistema de telecomunicação (ou simplesmente, de comunicação), o qual estabelece uma conexão entre o VANT e a Estação de Controle Terrestre (GCS), com o objetivo de transmitir e receber informações. Tal sistema é especialmente importante em VANTs que coletam grandes volumes de imagens/dados de sensores embarcados, tais como câmeras, radares, lidars, etc. Ao invés de armazenar tais dados e produtos de inteligência para análise pós-processada (pós-missão), o sistema de comunicação os transmite para a GCS de forma a permitir o controle em tempo real do veículo, bem como a operação das cargas úteis.



Um sistema de comunicação requer três elementos principais (Toolev, Wyatt; 2017): (a) transmissor, para conversão de dados em sinais digitais e/ou analógicos, e posterior transmissão; (b) receptor, para decodificação de sinais recebidos em dados; e (c) enlace de dados. Em geral, a comunicação sem fio entre a GCS e o VANT pode se dar por três meios diferentes: (a) ondas de rádio; (b) feixes *laser*; e (c) luz infravermelha. O meio mais usualmente utilizado, a saber, as ondas de rádio, pode ser categorizado ainda em três grupos: (a) ondas de rádio de banda estreita, que transmitem sinais usando largura de banda de 25 kHz ou inferior; (b) ondas de rádio de espectro espalhado, que transmitem sinais espalhados por uma banda de frequências larga; e (c) ondas de rádio de banda ultralarga, que transmitem sinais em uma frequência ainda mais ampla do que as anteriores, dificultando a detecção.

Existem basicamente dois grupos de equipamentos de comunicação: (a) um a bordo do VANT; e (b) um a bordo da GCS. Os fatores de maior importância associados às tecnologias de comunicação são: (a) flexibilidade; (b) adaptabilidade; (c) segurança e controlabilidade cognitiva da largura de banda; (d) frequência; e (e) fluxos de informação/dados. O sistema de comunicação de um VANT deve ser capaz de transmitir dados, em ambos os sentidos, a uma taxa adequada, e de forma confiável e segura. A Figura 161 representa o diagrama de rede de enlace de dados para um VANT, o qual inclui satélites, estações de radar, rede de internet e terminais de banda larga.



**Figura 161:** Diagrama de rede de enlace de dados.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



Dois dos principais provedores de Comunicação via Satélite (SatCom) comerciais são: (a) *Inmarsat*; e (b) *Iridium*. A *Inmarsat* é uma empresa britânica de comunicações via satélite que oferece serviços de telefonia e transmissão de dados a usuários em todo o mundo, por meio de terminais portáteis. O serviço é possibilitado pela comunicação de estações terrestres com 13 satélites geoestacionários que orbitam a Terra a 35786 km de altitude. A constelação de satélites *Iridium*, por sua vez, fornece cobertura de comunicação de voz e dados na banda L. Ela conta com mais de 66 satélites, os quais operam a uma altitude de aproximadamente 775 quilômetros.

## 13.2 ENLACE DE DADOS

Uma importante função do sistema de comunicação é fornecer o enlace (do inglês, *link*) de dados entre os vários elementos de um VANT. O enlace de dados é o meio de ligação/conexão entre dois equipamentos (por exemplo, VANT e GCS) cuja finalidade é transmitir e receber informações. Assim, a comunicação entre uma GCS e um VANT possui dois enlaces de dados: (a) um de transmissão (*uplink*); e (b) um de recepção (*downlink*).

O enlace de dados entre um VANT e uma GCS normalmente requer: (a) um transmissor; (b) um receptor; (c) uma antena; e (d) um modem. Quando as funções de recepção e transmissão são implementadas simultaneamente em um mesmo equipamento, tem-se o chamado “transceptor”. Parte do enlace de dados é a chamada “telemetria”, que é o processo de comunicação pelo qual os dados de medição de voo do VANT são coletados e transmitidos automaticamente para o receptor da GCS. Uma vez que não há conexão física (isto é, fios) entre a GCS e o VANT, o processo de comunicação é referido como “telemetria sem fio”.

O enlace de dados entre um VANT e uma GCS pode ser estabelecido por Linha de Visada (LOS) direta (quando não há obstrução física ao percurso dos sinais transmitidos/recebidos), ou indireta, isto é, por conexão à internet/via satélite. Projetar enlaces de dados sem fio para VANTs é altamente desafiador, especialmente devido à: (a) longa distância entre o veículo e a GCS; (b) velocidade (usualmente alta) do VANT; e (c) disponibilidade limitada de espectro de radiofrequência.

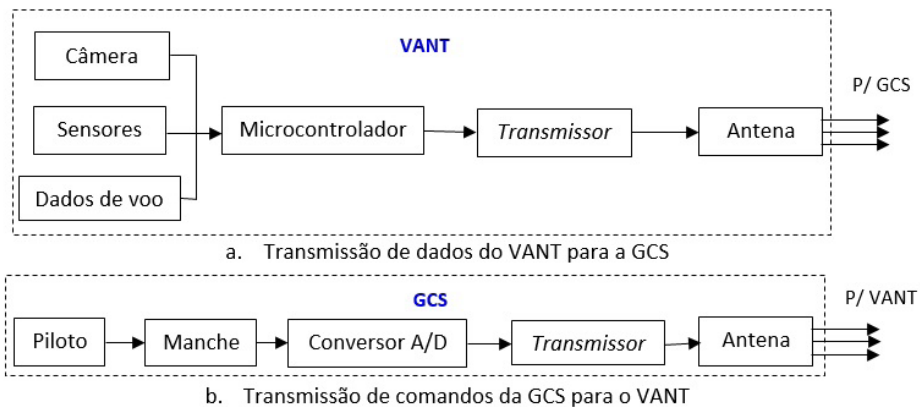
Em VANTs de pequeno porte e quadricópteros, fios/cabos de cobre são comumente utilizados como enlace de dados nas partes internas do veículo e da GCS. Um grande progresso nesse sentido tem sido a substituição desses cabos por fibras óticas de alta capacidade, as quais são mais confiáveis e oferecem uma série de benefícios. As fibras óticas, por exemplo, são mais leves, têm menor diâmetro, menor custo e são imunes à água e à corrosão. Elas também são completamente imunes a interferências eletromagnéticas,



o que não apenas elimina radiações indesejadas, mas também evita a interceptação não autorizada de informações confidenciais.

## 13.3 TRANSMISSOR

Tanto o VANT quanto a GCS necessitam de um transmissor para enviar sinais/dados/comandos de um para o outro (Figura 162). Em geral, a GCS envia comandos para o VANT, enquanto este envia para a GCS, o *status* de seu voo, e as saídas de seus sensores de medição. Um transmissor é um dispositivo eletrônico que gera tensões/correntes elétricas alternadas, as quais são convertidas em ondas eletromagnéticas (de rádio) por uma antena. Uma das funções de um transmissor é adicionar a informação desejada (dados) à onda de rádio convertida, por um processo chamado “modulação”. Existem basicamente três técnicas de modulação: (a) Modulação em Amplitude (AM); (b) Modulação em Frequência (FM); e (c) Modulação em Fase (PM).



**Figura 162:** Transmissores no VANT e GCS.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

As ondas eletromagnéticas são compostas por campos magnéticos e elétricos oscilantes, e viajam à velocidade da luz (299792458 m/s). Ao contrário das ondas mecânicas (por exemplo, ondas sonoras), as ondas eletromagnéticas não precisam de nenhum meio físico para se propagarem, isto é, elas podem ser transmitidas através do vácuo ou do espaço. A relação entre o comprimento de onda ( $\lambda$ ), a frequência ( $f$ ) e a velocidade de uma onda eletromagnética ( $c$ ) é governada pela seguinte equação:

$$\lambda f = c \quad (223)$$



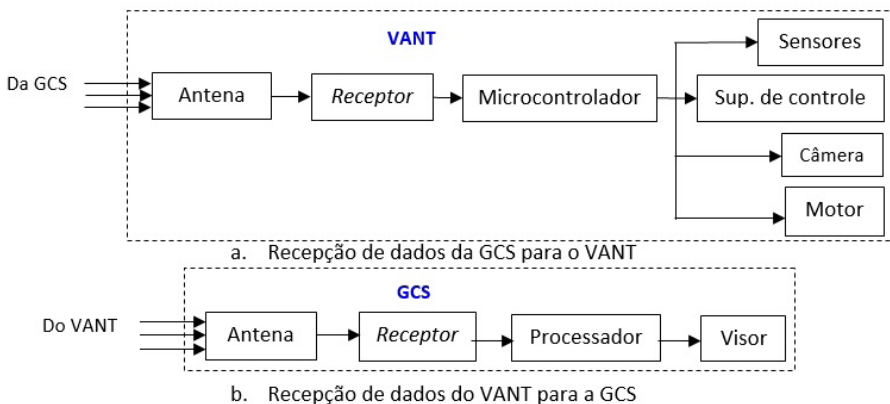
A intensidade de uma onda eletromagnética diminui à medida em que ela se distancia do transmissor, isto é, um sinal só pode ser recebido dentro de uma faixa limitada de distância do seu transmissor. O alcance do transmissor depende da potência do equipamento, da sensibilidade do receptor e do ruído atmosférico e interno. A potência do transmissor ( $P_t$ ) é função da quantidade de energia que o mesmo produz e irradia em sua saída, e pode ser calculada como:

$$P_t = I_t V_t \cos \varphi \quad (224)$$

onde  $\varphi$  é a fase entre a tensão ( $V_t$ ) e a corrente ( $I_t$ ) alternadas geradas.

## 13.4 RECEPTOR

Basicamente, um receptor pode ser considerado um equipamento oposto ao transmissor. A antena do receptor é o elemento responsável por converter as ondas eletromagnéticas recebidas em correspondentes tensões/correntes elétricas alternadas. Após a conversão, os receptores executam três operações básicas: (a) filtragem; (b) amplificação; e (c) demodulação. A filtragem tem por objetivo separar o sinal de frequência desejado de todos os outros sinais captados pela antena. Em receptores modernos, tais sinais são amostrados e digitalizados, de forma que as funções de filtragem e amplificação são realizadas por processamento digital de sinais. Já a demodulação é o processo pelo qual os dados e informações de interesse são extraídos dos sinais recebidos, sendo, em seguida, enviados ao microcontrolador para posterior processamento e implementação. Tanto o VANT quanto a GCS necessitam de um receptor para aquistar os sinais/dados/comandos enviados de um para o outro (Figura 163).



**Figura 163:** Receptores no VANT e GCS.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).



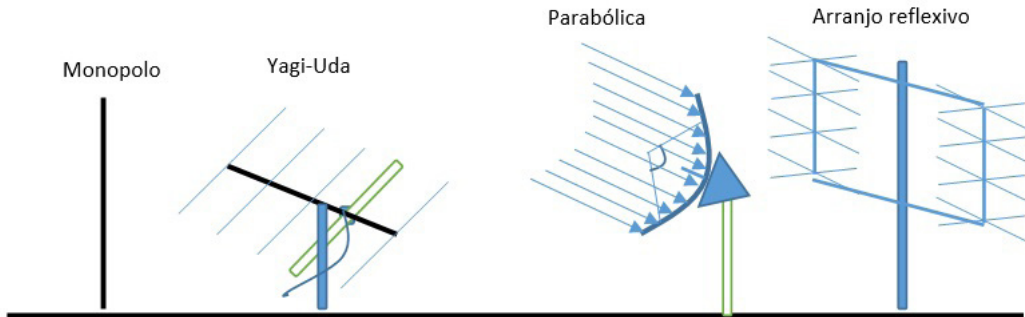
## 13.5 ANTENA

Antenas são necessárias em qualquer receptor/transmissor de ondas de rádio, possuindo a função converter informações do domínio elétrico para o domínio eletromagnético, e vice-versa. Uma antena receptora, por exemplo, intercepta parte da energia da onda eletromagnética recebida de entrada para produzir uma corrente elétrica em seus terminais. Já uma antena transmissora, por outro lado, transforma a corrente elétrica de entrada em ondas eletromagnéticas a serem irradiadas. Em geral, existem quatro tipos de antenas aplicáveis a VANTs:

- **Antena monopolo:** consiste em um único condutor (por exemplo, uma haste de metal) montado vertical ou horizontalmente no corpo do VANT/GCS. A forma mais comum de antena monopolo é a “antena quarto de onda”, a qual tem um quarto ( $1/4$ ) do comprimento da onda transmitida/recebida. Esta antena é frequentemente usada em aeromodelos rádio-controlados, onde o veículo permanece dentro da LOS do operador. No entanto, ela não é, em geral, segura no que se refere a interferências e ataques eletrônicos;
- **Antena dipolo:** uma antena dipolo básica consiste em dois condutores (geralmente hastes ou fios de metal) dispostos simetricamente, com um dos seus lados conectado ao transmissor ou receptor. O tipo mais comum de antena dipolo é a antena Yagi-Uda, que consiste em vários elementos dipolo de meia onda em linha, com um único elemento acionado e vários elementos parasitas que servem para criar uma antena unidirecional (Figura 164). Esta antena não é, em geral, utilizada em VANTs devido ao seu tamanho e arrasto, mas pode ser utilizada na GCS;
- **Antena de abertura:** é o principal tipo de antena direcional, consistindo em um pequeno dipolo alocado dentro de uma grande estrutura tridimensional, a qual contém uma abertura para emissão das ondas de rádio. Existem quatro tipos principais de antena de abertura: (a) parabólica (mais comum); (b) de chifre; (c) de *slot*; e (d) ressonadora dielétrica. Uma antena de abertura parabólica utiliza um grande (em comparação com o comprimento de onda) refletor parabólico metálico em forma de prato contendo uma antena de alimentação no foco. Ela pode ter os maiores ganhos dentre qualquer outro tipo de antena; até 60 dB;
- **Arranjo de antenas:** consiste em vários elementos acionados idênticos (por exemplo, dipolos simples) trabalhando como uma única antena. Alguns exemplos



de arranjos de antenas são: arranjo colinear, reflexivo, em fase, de cortina, e asa de morcego. Este tipo de antena não é, em geral, utilizado em VANTs devido ao seu tamanho e arrasto, mas pode ser utilizada nas GCSs.



**Figura 164:** Tipos de antenas.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

No que diz respeito à localização, é sempre desejável que as antenas sejam montadas diretamente na GCS, visando minimizar/racionalizar o uso de condutores elétricos. Por outro lado, é necessário que elas sejam posicionadas de forma a propiciar boa transmissão e recepção das ondas de rádio, o que frequentemente se traduz em montá-las no cume de montanhas. Em aplicações militares, a menos que a GCS seja pequena e facilmente ocultável, tal localização pode se tornar óbvia para forças hostis e, portanto, vulnerável. Uma solução consiste em montar as antenas em uma plataforma móvel pequena e menos facilmente detectável (veículo terrestre), a qual pode ser posicionada nos locais adequados conforme houver necessidade.

## 13.6 RADIOFREQUÊNCIA

Uma etapa importante no projeto do sistema de comunicação (transmissor ou receptor) é a seleção da frequência das ondas de rádio (ou radiofrequência) a ser utilizada, a qual, em geral, excursiona de 3 MHz a 300 GHz (abaixo do espectro infravermelho das ondas eletromagnéticas). A seleção de uma frequência operacional requer uma análise de compromissos (*trade-offs*). Frequências mais baixas oferecem uma propagação melhor e mais confiável, ao mesmo tempo em que reduzem a taxa de atualização de dados. Por outro lado, frequências mais altas são capazes de transmitir mais dados (por unidade de tempo), porém requerem LOS direta e maior potência de transmissão.



As bandas de frequência mais comumente usadas para fins de comunicação são as bandas Ku, K, S, L, C e X. A banda Ku tem sido historicamente usada para enlaces de alta velocidade. Devido aos seus pequenos comprimentos de onda e alta frequência, esta banda sofre perdas de propagação significativas; no entanto, ela é capaz de ultrapassar a maioria dos obstáculos, transmitindo grandes quantidades de dados. A banda K possui uma ampla faixa de frequências, sendo também capaz de transmitir grandes quantidades de dados. No entanto, ela requer transmissores potentes e é sensível a interferências ambientais. As bandas S e L, por sua vez, não permitem enlaces de dados com velocidades de transmissão acima de 500 kbs. Seus sinais de grande comprimento de onda, contudo, são capazes de penetrar infraestruturas terrestres e seus transmissores requerem menos energia do que na banda K. A banda C, em particular, requer antenas de transmissão e de recepção relativamente grandes, enquanto a banda X, por fim, é reservada para aplicações militares.

No passado, a radiofrequência mais empregada era a de 72 MHz, mas atualmente, ela foi substituída pela de 2,4 GHz. Do ponto de vista militar, há uma recomendação para a utilização da banda de 14-15 GHz para enlaces de dado com LOS direta, e 20-30 GHz para enlaces com LOS não-direta. A Tabela 51 discrimina as bandas de frequência comumente usadas em sistemas de comunicação. A Tabela 52, em seguida, apresenta radiofrequências tipicamente usadas em VANTs de grande porte (por exemplo, o *Global Hawk*) e suas aplicações.

**Tabela 51:** Faixas de frequência comumente usadas em comunicações.

Banda	Frequência
HF	3 a 30 MHz
VHF	30 a 300 MHz
UHF	300 a 1000 MHz
L	1 a 2 GHz
S	2 a 4 GHz
C	4 a 8 GHz
X	8 a 12 GHz
Ku	12 a 18 GHz
K	18 a 26,5 GHz
Ka	26,5 a 40 GHz

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 52:** Radiofrequências típicas usadas em um VANT de grande porte.

Categoria	Aplicação	Frequência
Enlaces de comunicação	Enlace de transmissão SatCom, banda Ku	14 GHz
	Enlace de recepção SatCom, banda Ku	11,7 GHz
	SatCom, banda UHF	200 a 400 MHz
	Telemetria de testes de voo	2387 MHz
Auxílios de navegação	Radar Altimétrico	4300 MHz
	Identificação Amigo-Inimigo (IFF)	1030 a 1090 MHz
	GPS, banda L1	1575 MHz
	GPS, banda L2	1227 MHz
	GPS Diferencial (DGPS)	113 MHz
Cargas úteis	Sensores EO/IR	8 a 10 GHz

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 13.7 CRIPTOGRAFIA

VANTs são sistemas bastante vulneráveis a ataques cibernéticos, uma vez que eles se comunicam por meio de redes sem fio. Dentre os principais exemplos de ataques cibernéticos, destacam-se: (a) ataque de salto de Telnet/FTP (Protocolo de Transferência de Arquivos); (b) ataque de Negação de Serviço (DoS); (c) falsificação (*spoofing*) de ARP (Protocolo de Resolução de Endereços); (d) rede *ad-hoc*; e (e) ataque “*man-in-the-middle*”. À semelhança dos Sistema de Navegação Global por Satélites (GNSS), os sistemas de Comunicação via Satélite (SatCom) também são vulneráveis a interferências deliberadas (*jamming*). Conforme a potência irradiada pelo gerador de interferência (*jammer*) é aumentada, a taxa de dados de comunicação alcançável pelo VANT, para uma qualidade de serviço especificada, é significativamente reduzida.

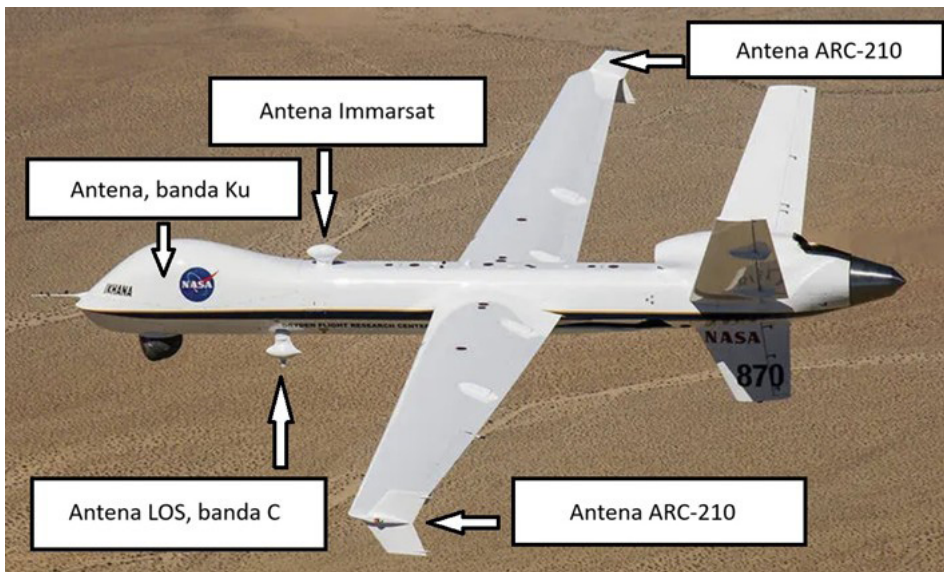
Existem várias técnicas para se resolver os problemas de segurança e suscetibilidade de VANTs a ataques cibernéticos. Uma solução é empregar um segundo sistema de comunicação/canal de segurança, o qual, caso comprometido, habilita uma função de autodestruição dos dados/informações trafegadas. No entanto, uma solução padrão é a chamada “criptografia”, que é o processo de codificação de dados ou informações de forma que apenas as partes autorizadas possam acessá-los, via chaves de segurança. A criptografia é um dos métodos mais utilizados para fornecer segurança a usuários, especialmente no que diz respeito à proteção de “ponta a ponta” das informações comunicadas por meio do enlace de dados.



## 13.8 SISTEMAS DE COMUNICAÇÃO DE ALGUNS VANTS

O VANT *RQ-1 Predator* da General Atomics foi o primeiro VANT a ser controlado por comunicação via satélite, bem como o primeiro VANT a incorporar comunicação de rádio por voz. A GCS do *RQ-1 Predator* usa enlaces de dados nas bandas C e Ku para se comunicar com o VANT dentro e fora, respectivamente, da LOS. O alcance do enlace de dados fora da LOS e, portanto, o raio operacional efetivo do VANT, é de cerca de 740 km. A comunicação fora da LOS dos três primeiros VANTS *Predator* foram propiciadas por meio de um enlace de dados com satélites de comunicação do sistema *Trojan Spirit*, operado pelas forças de inteligência dos EUA.

A Figura 165 ilustra uma série de antenas do VANT *Ikhana (Predator B)* da NASA, o qual é empregado como plataforma de apoio a pesquisas atmosféricas e ao desenvolvimento de tecnologias aeronáuticas avançadas. Uma variante do *Predator B*, a saber, o VANT *SkyGuardian*, possui seis antenas: (a) antena SatCom de banda Ku; (b) antena LOS de banda C; (c) antena *Inmarsat*; (d) antena de rádio *ARC-210*; (e) antena do Sistema de Identificação Automática (AIS); e (f) antena *Wulfsberg*.



**Figura 165:** Antenas do VANT *Ikhana*, da NASA.

Créditos: GA-SAI, Domínio público, [https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/03/greybutte\\_0313\\_roll-a\\_08.jpg](https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/03/greybutte_0313_roll-a_08.jpg).

Já o VANT *Global Hawk* é equipado com as seguintes antenas: (a) antena SatCom de banda Ku de 1,2 m de diâmetro; (b) antena UHF; (c) antena LOS; (d) antena combinada de Radar de Abertura Sintética (SAR); e (e) antena de enlace de dados comum de banda dupla.



Os dados são transferidos por: (a) comunicação via satélite na banda Ku; (b) comunicação via LOS na banda X; e (c) comunicação via LOS e satélite na banda UHF. O SAR e o Indicador de Alvo Móvel (MTI) operam na banda X. A Tabela 53 ilustra o peso e a potência elétrica de alguns componentes do sistema de comunicação do *Global Hawk*.

**Tabela 53:** Peso e potência elétrica de alguns componentes do sistema de comunicação do Global Hawk.

Componente	Peso (kg)	Potência (W)	Observações
Antena SatCom, banda Ku	21,8	35	Disco de 8 polegadas giro-estabilizado
Antena UHF	3,6	-	-
Amplificador de Baixo Ruído/ <i>Diplexer</i>	1,4	7	-
Amplificador de potência UHF	6,4	700	-
Transmissor-receptor UHF	5,9	150	-
Amplificador de alta potência	25,4	33	-
CAMA	38,6	310	Conjunto de modem

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 13.9 INSTALAÇÃO

Após os elementos do sistema de comunicação do VANT e da GCS terem sido selecionados, a próxima etapa consiste na instalação dos mesmos, o que pode, inclusive, resultar em alterações na configuração do VANT. Em geral, o transmissor/receptor exige apenas disponibilidade de espaço físico e alimentação elétrica, ao passo que as antenas (do VANT, em particular) também requerem algum tipo de carenagem aerodinâmica (coifa). A instalação do transmissor/receptor/antenas no VANT é muito mais desafiadora do que na GCS, uma vez que o espaço é limitado e os requisitos de projeto são mais conflitantes.

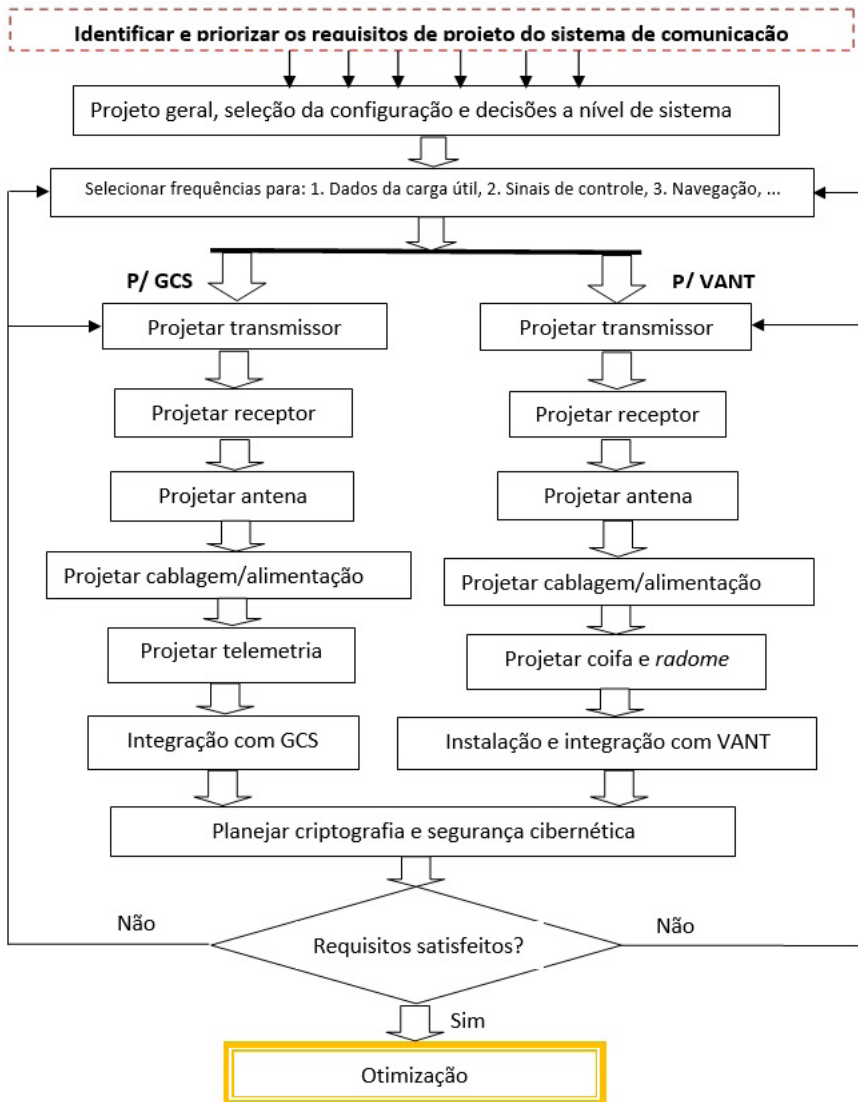
## 13.10 PROCESSO DE PROJETO DO SISTEMA DE COMUNICAÇÃO

Em geral, os requisitos primários de projeto do sistema de comunicação de um VANT são: (a) tecnologia atual disponível; (b) precisão exigida; (c) complexidade da missão; (d) clima; (e) confiabilidade; (f) custo; (g) configuração do VANT; (h) compatibilidade; (i) facilidade de manutenção; (j) alcance do VANT; (k) teto de serviço do VANT; (l) peso; (m)



mobilidade; (n) arrasto do VANT; (o) segurança cibernética; (p) cargas úteis; (q) volume e tipo de dados; e (r) sistema de detecção e desvio.

Os principais desafios de projeto do sistema de comunicação de VANTs são as grandes distâncias que eles precisam cobrir e a alta velocidade dos veículos. Tais fatores, juntamente com a disponibilidade limitada do espectro de radiofrequência, afetam significativamente o desempenho do enlace de dados. O processo de projeto do sistema de comunicação é ilustrado na Figura 166.



**Figura 166:** Processo de projeto do sistema de comunicação.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

# CAPÍTULO 14

## Análise de Projeto



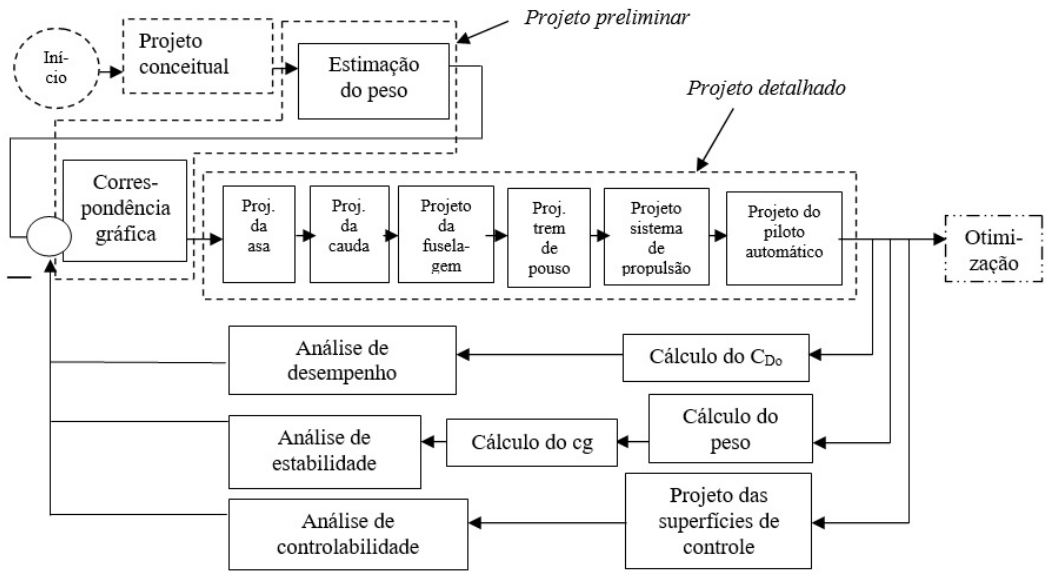
**Objetivos:** Após o estudo deste Capítulo, o(a) leitor(a) será capaz de:

1. Discutir técnicas de análise relacionadas à configuração de Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs);
2. Conduzir o processo de análise da estabilidade de VANTs;
3. Conduzir o processo de análise do desempenho de VANTs;
4. Conduzir o processo de análise da controlabilidade de VANTs;
5. Conduzir o processo de análise dos custos de VANTs;
6. Conduzir o processo de análise do peso e centro de gravidade de VANTs;
7. Analisar o processo de projeto de VANTs e fornecer realimentações.

### 14.1 INTRODUÇÃO

Uma atividade fundamental em um projeto de Veículo Aéreo Não-Tripulado (VANT) é a análise/avaliação do mesmo. A análise do projeto fornece uma verificação formal do sistema proposto com relação aos requisitos previamente especificados. Em cada fase principal do projeto (conceitual, preliminar e detalhado), uma análise deve ser conduzida de forma a garantir que os resultados sejam aceitáveis e permissíveis à continuidade das atividades previstas. As realimentações de cada relatório de análise devem ser usadas para se refinar o projeto e melhorar a configuração e as especificações finais do VANT, com vistas ao cumprimento dos requisitos estabelecidos.

Neste Capítulo, algumas análises de projeto são brevemente apresentadas: (a) análise da estabilidade de voo; (b) análise do desempenho de voo; (c) análise da controlabilidade; e (d) análise dos custos. Dentre as análises supracitadas, as três primeiras são as mais importantes do ponto de vista de realimentações de projeto. Tais realimentações, assim como a relação entre as três principais fases de projeto (conceitual, preliminar e detalhada) são ilustradas na Figura 167.



**Figura 167:** Principais análises/realimentações de projeto de VANTs.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 14.2 PESO E CENTRO DE GRAVIDADE

Como pode ser observado na Figura 167, a análise de estabilidade é uma realimentação de projeto que começa pelo cálculo do peso do VANT e de seus componentes internos. De forma geral, um VANT é composto por vários componentes, dentre os quais destacam-se a asa, a fuselagem, a cauda, o motor, o trem de pouso, as cargas úteis, o combustível e o piloto automático. Cada um desses componentes possui uma massa (peso) e um centro de gravidade (cg) únicos, os quais contribuem para o cg geral do VANT. A localização do cg de um VANT ( $X_{cg}$ ,  $Y_{cg}$  e  $Z_{cg}$ ) composto por  $n$  componentes arbitrários, é determinada da seguinte forma:

$$X_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_{cg_i}}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (225)$$

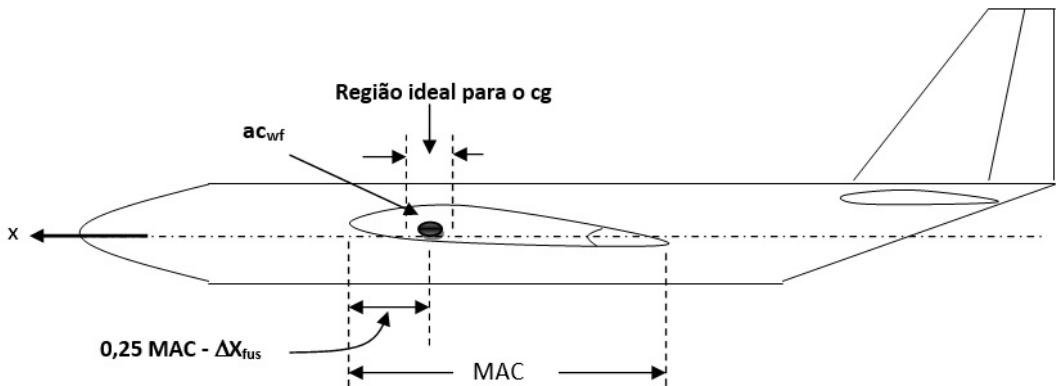
$$Y_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i y_{cg_i}}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (226)$$

$$Z_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i z_{cg_i}}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (227)$$



onde  $m_i$  denota a massa de cada componente do VANT, e  $x_{c_{gi}}$ ,  $y_{c_{gi}}$  e  $z_{c_{gi}}$  são as coordenadas individuais do cg de cada componente, medidas a longo dos eixos do sistema de coordenadas do corpo.

A distribuição de peso do VANT é um quesito que influencia diretamente a localização do seu cg. Para fins de controlabilidade, é recomendado que as cargas do veículo sejam posicionadas de modo que o cg total esteja localizado próximo ao centro aerodinâmico da asa-fuselagem ( $ac_{wf}$ ). Tal localização é recomendada, pois resulta em menor arrasto de compensação, maior estabilidade do VANT, e menor consumo de energia para fins de controle. O centro aerodinâmico de uma asa isolada está geralmente localizado na primeira quarta parte (25%) da sua Corda Média Aerodinâmica (MAC). Para um VANT civil/comercial, em particular, o critério de estabilidade longitudinal estática requer que o cg nunca esteja atrás do centro aerodinâmico do veículo. A Figura 168 ilustra a região ideal para a localização do cg (ao longo do eixo  $x$  do sistema de coordenadas do corpo).



**Figura 168:** Região ideal para a localização do cg ao longo do eixo  $x$ .

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

No que diz respeito à distribuição de peso do VANT, as localizações de alguns itens e componentes, tais como o piloto automático, a cauda e algumas cargas úteis (por exemplo, câmera) são evidentes e, portanto, não são passíveis de alteração. Outros componentes, por outro lado, tais como a asa, os tanques de combustível, os motores e outras cargas úteis (por exemplo, radar) podem ser deslocados (até certo ponto), o que permite que o cg total seja mantido no local desejado. Além disso, existem várias maneiras de se manter o cg do VANT dentro dos limites permitidos, durante a própria operação de voo (recorde-se que combustível é consumido durante o voo). Em um VANT de grande porte, por exemplo, vários tanques de combustível e bombas podem ser usados, de forma que, à medida em



que o combustível é consumido, o remanescente é remanejado, e o veículo mantém-se equilibrado em termos de localização do cg.

## 14.3 ANÁLISE DE ESTABILIDADE

Um requisito importante no projeto de VANTs é a estabilidade de voo. Conforme já discutido, estabilidade é a tendência do veículo de se opor a uma perturbação (por exemplo, rajada de vento) e retornar à sua condição de compensação/equilíbrio/*trim* inicial (isto é, em regime permanente). A estabilidade é frequentemente dividida em: (a) estabilidade estática; e (b) estabilidade dinâmica.

A estabilidade estática é definida como a tendência inicial do VANT de *desenvolver forças e momentos (torques)* que se oponham a qualquer perturbação instantânea que acometa uma variável de movimento, sem assistência/interferência do piloto automático. A estabilidade dinâmica, por sua vez, é definida como a tendência do VANT de *retornar à condição de compensação/equilíbrio inicial* após tal perturbação ter alterado os valores das variáveis de movimento, também sem assistência/interferência do piloto automático. Um VANT dinamicamente estável sempre possuirá estabilidade estática. No entanto, um VANT estaticamente estável não necessariamente terá estabilidade dinâmica.

Um VANT em operação (isto é, em voo) possui seis Graus De Liberdade (DOF). Isto se deve à existência de dois tipos de movimento (linear e rotacional) passíveis de acontecer sobre cada um dos três eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$  do veículo. Portanto, a estabilidade é medida/analisaada em torno de cada um desses três eixos, a saber: (a) estabilidade lateral; (b) estabilidade longitudinal; e (c) estabilidade direcional.

A estabilidade lateral é definida como a estabilidade de qualquer movimento de rotação em torno do eixo  $x$  (ou seja, rolamento) e qualquer movimento linear ao longo do plano  $yz$  (ou seja, movimento lateral). A estabilidade longitudinal, por sua vez, é definida como a estabilidade de qualquer movimento de rotação em torno do eixo  $y$  (ou seja, arfagem) e qualquer movimento linear ao longo do plano  $xz$  (ou seja, para a frente e para trás, e para cima e para baixo). A estabilidade direcional, por fim, é definida como a estabilidade de qualquer movimento de rotação em torno do eixo  $z$  (por exemplo, guinada) e qualquer movimento linear correspondente ao longo do plano  $xy$  (por exemplo, derrapagem). Os requisitos de estabilidade estática e dinâmica (longitudinal, lateral e direcional) de VANTs são diferentes. A Tabela 54 resume os requisitos de estabilidade longitudinal e látero-direcional estáticas.

**Tabela 54:** Requisitos de estabilidade longitudinal e látero-direcional estáticas.

Requisitos	Derivadas de estabilidade	Símbolo	Valor típico (1/rad)
Estabilidade longitudinal estática	Taxa de variação do coeficiente do momento de arfagem com relação ao ângulo de ataque	$C_{m_\alpha}$	-0,3 a -1,5
Estabilidade direcional estática	Taxa de variação do coeficiente do momento de guinada com relação ao ângulo de derrapagem	$C_{n_\beta}$	+0,05 a +0,4
Estabilidade lateral estática	Taxa de variação do coeficiente de momento de rolamento com relação ao ângulo de derrapagem	$C_{l_\beta}$	-0,1 a -2

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

### 14.3.1 Estabilidade Longitudinal Estática

A estabilidade longitudinal estática pode ser examinada através do sinal da derivada de estabilidade longitudinal  $C_{m_\alpha}$  ou da localização do centro aerodinâmico do veículo. Quando a derivada  $C_{m_\alpha}$  é negativa ou quando o centro aerodinâmico está atrás do cg do VANT, diz-se que o veículo é estaticamente estável longitudinalmente.

Dentre os principais componentes de um VANT de asa fixa convencional, a cauda horizontal é a que mais contribui para a estabilidade longitudinal da aeronave. A razão é que a cauda horizontal é capaz de gerar o momento de contra-arfagem necessário para restauração da condição de compensação longitudinal. Três maneiras básicas de se melhorar a estabilidade longitudinal estática de um VANT são: (a) aumentar a área da cauda horizontal; (b) aumentar o braço de alavanca da cauda horizontal; e (c) realocar/redistribuir os componentes internos, cargas úteis e tanques de combustível de forma a mover o cg do VANT à frente do seu centro aerodinâmico.

### 14.3.2 Estabilidade Longitudinal Dinâmica

A análise da estabilidade longitudinal dinâmica é realizada após todos os componentes do VANT terem sido projetados e as raízes ( $\lambda$ ) da respectiva equação característica longitudinal, calculadas. A forma genérica da equação característica longitudinal de um VANT é:

$$A_1\lambda^4 + B_1\lambda^3 + C_1\lambda^2 + D_1\lambda + E_1 = 0 \quad (228)$$

onde os coeficientes  $A_1$ ,  $B_1$ ,  $C_1$ ,  $D_1$  e  $E_1$  são funções de várias derivadas de estabilidade adimensionais, tais como  $C_{m_\alpha}$  e  $C_{m_q}$ . Um VANT é dinamicamente estável longitudinalmente, se as partes reais de todas as raízes da equação característica longitudinal forem negativas.



### 14.3.3 Estabilidade Látero-Direcional Estática

Diz-se que um VANT é estaticamente estável lateralmente, quando sua derivada de estabilidade  $C_{l\beta}$  (conhecida como efeito diedro) é negativa. Por outro lado, quando a derivada de estabilidade  $C_{n\beta}$  é positiva, o VANT é considerado estaticamente estável direcionalmente. Quanto menor for  $C_{l\beta}$  e maior for  $C_{n\beta}$ , mais estaticamente estável o VANT será, lateralmente e direcionalmente, respectivamente.

Tanto a cauda horizontal quanto a vertical fornecem contribuições significativas para a estabilidade *lateral* de um VANT convencional de asa fixa, uma vez que ambas são capazes de gerar o momento de contra-rolamento necessário para restauração da condição de compensação lateral. No que diz respeito à estabilidade *direcional*, por outro lado, o maior contribuinte é a cauda vertical, uma vez que somente ela é capaz de gerar o momento de contra-guinada necessário para restauração da condição de compensação direcional (Roskam, 2007).

### 14.3.4 Estabilidade Látero-Direcional Dinâmica

A estabilidade látero-direcional dinâmica pode ser investigada através da resposta do VANT a uma perturbação lateral e/ou direcional. Em um VANT convencional de asa fixa, a resposta da aeronave envolve dois modos de primeira ordem (rolamento puro e espiral) e um modo oscilatório de segunda ordem (chamado, conforme já visto, de rolamento holandês):

- **Rolamento puro:** o modo de rolamento puro é parte natural da resposta de um VANT face a qualquer distúrbio látero-direcional. Quando o ângulo de rolamento é alterado, um VANT látero-direcionalmente estável dinamicamente retornará ao seu ângulo de rolamento inicial por meio de um movimento de rotação em torno do eixo  $x$ . O modo de rolamento puro é uma resposta dinâmica de primeira ordem estável, a qual é caracterizada única e exclusivamente por uma constante de tempo;
- **Espiral:** outro modo de resposta que se desenvolve ante uma perturbação látero-direcional é o modo espiral. Como o nome sugere, o modo espiral é um movimento em torno do eixo  $z$  que causa uma mudança no ângulo de guinada. O modo espiral é uma resposta dinâmica de primeira ordem caracterizada por uma constante de tempo  $e$ , em VANTs convencionais de asa fixa, ele é geralmente instável. Dessa forma, não há, em geral, requisitos específicos para estabilidade espiral em qualquer aeronave;



- **Rolamento holandês:** o modo de rolamento holandês, do inglês *Dutch-roll*, é uma resposta dinâmica de segunda ordem, causada por uma perturbação látero-direcional, a qual consiste, principalmente, em derrapagens e guinadas simultâneas. O modo de rolamento holandês é caracterizado por um coeficiente de amortecimento ( $\zeta_d$ ) e uma frequência de oscilação ( $\omega_d$ ).

A forma genérica da equação característica látero-direcional de um VANT é:

$$A_2\lambda^4 + B_2\lambda^3 + C_2\lambda^2 + D_2\lambda + E_2 = 0 \quad (229)$$

onde os coeficientes  $A_2$ ,  $B_2$ ,  $C_2$ ,  $D_2$  e  $E_2$  são funções de várias derivadas de estabilidade adimensionais, tais como  $C_{n\beta}$  e  $C_{nr}$ . Um VANT é dinamicamente estável látero-direcionalmente, se as partes reais de todas as raízes da equação característica látero-direcional forem negativas. Outra maneira de se analisar a estabilidade látero-direcional dinâmica é certificar-se de que os modos direcionais (ou seja, rolamento holandês e espiral) são amortecidos.

### 14.3.5 Valores Típicos das Derivadas de Estabilidade

A Tabela 55 e Tabela 56 ilustram valores típicos das derivadas de estabilidade longitudinal, lateral e direcional de um VANT convencional de asa fixa.

**Tabela 55:** Derivadas de estabilidade longitudinal.

Derivadas	Valores típicos (1/rad)		
	Mínimo	Máximo	VANTs de asa fixa de pequeno porte (em cruzeiro)
$C_{D_u}$	-0,01	+0,3	0
$C_{L_u}$	-0,2	+0,6	0
$C_{m_u}$	-0,4	+0,6	0
$C_{D_\alpha}$	0	+2,0	0,1
$C_{L_\alpha}$	+1,0	+8,0	4 a 5
$C_{m_\alpha}$	0	-20	-0,5 a -1,5
$C_{D_\alpha'}$	~	~	0
$C_{L_{u\dots}}$	-5,0	+15,0	2
$C_{m_{u\dots}}$	0	-20,0	-3 a -6
$C_{D_q}$	~	~	0
$C_{L_q}$	0	+30,0	2 a 6
$C_{m_q}$	0	-90	-10 a -15

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 56:** Derivadas de estabilidade látero-direcional.

Derivadas	Valores típicos (1/rad)		
	Todos os tipos de VANTs (de UCAVs a VANTs de grande porte)		VANTs de asa fixa de pequeno porte (em cruzeiro)
	Mínimo	Máximo	
$C_{y\beta}$	-0,1	-2,0	-0,4
$C_{l\beta}$	+0,1	-0,4	-0,1
$C_{n\beta}$	0	+0,4	0,05 a 0,1
$C_{yp}$	-0,3	+0,8	-0,4
$C_{lp}$	-0,1	-0,8	-0,5
$C_{np}$	-0,5	+0,1	-0,04
$C_{yr}$	0	+1,2	0,2
$C_{lr}$	0	+0,6	0,1
$C_{nr}$	0	-1,0	-0,1

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 14.4 ANÁLISE DE CONTROLABILIDADE

### 14.4.1 Controle Longitudinal

Conforme discutido na Seção 6.5, controle longitudinal é qualquer controle de movimento rotacional realizado no plano  $xz$  (por exemplo, arfagem em torno do eixo  $y$ ). Quaisquer mudanças nas forças de sustentação/arrasto e no momento de arfagem têm grande influência nestes movimentos. Um VANT deve ser controlável longitudinalmente, bem como manobrável, dentro de todo o seu envelope de voo (Figura 60). Em um VANT convencional de asa fixa, o controle longitudinal é aplicado principalmente através da deflexão do profundor ( $\delta_E$ ) e do acelerador do motor ( $\delta_T$ ).

Existem dois grupos de requisitos de controlabilidade longitudinal de VANTs: (a) a força de atuação necessária para o servo do profundor; e (b) a resposta da aeronave face à entrada do servo. A resposta do VANT no controle longitudinal é frequentemente expressa em termos de ângulo de arfagem ( $\theta$ ) e velocidade angular em torno do eixo  $y$  ( $q$ ), embora a velocidade aerodinâmica ( $V$ ) e o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) do veículo também sejam alterados.

A condição de voo mais crítica para o controle de arfagem é quando o VANT opera em baixa velocidade. Duas condições de voo que se caracterizam por apresentar tais velocidades são a decolagem e o pouso. O controle na decolagem é, em geral, muito mais



desafiador do que o controle no pouso, devido aos requisitos de segurança. Uma operação de decolagem é geralmente dividida em três seções: (a) seção de solo; (b) rotação, ou transição; e (c) subida. O controle longitudinal em uma decolagem é aplicado principalmente durante a seção de rotação, na qual o nariz do VANT é levantado, rotacionando a aeronave em torno do eixo do trem de pouso principal. Os requisitos de controle longitudinal para a operação de decolagem estabelecem que, em um VANT com trem de pouso triciclo, a taxa de arfagem deve ter um valor tal que a seção de transição não demore mais do que um período de tempo especificado.

### 14.4.2 Controle Lateral

Ainda conforme a Seção 6.5, controle lateral é todo e qualquer controle de movimento rotacional em torno do eixo  $x$  (por exemplo, rolamento). Qualquer mudança na distribuição das forças de sustentação e no momento de rolamento têm grande influência neste movimento. A principal entrada de controle lateral é a deflexão do *aileron* ( $\delta_A$ ), embora a deflexão do leme ( $\delta_R$ ) também tenha uma influência indireta neste movimento.

No controle lateral, é comum se especificar a potência de rolamento em termos da mudança no ângulo de rolamento alcançada em um determinado intervalo de tempo, em resposta a uma função degrau na entrada. Assim, o VANT deve apresentar um ângulo mínimo de rolamento, dentro de um tempo especificado, em resposta à deflexão do *aileron*.

### 14.4.3 Controle Direcional

Controle direcional, de acordo com a Seção 6.5, é o controle de qualquer movimento rotacional do VANT em torno do seu eixo  $z$  e/ou qualquer movimento linear ao longo do seu eixo  $y$  (por exemplo, guinada, glissada lateral e derrapagem). Qualquer mudança na força lateral e no momento de guinada têm grande influência nestes movimentos. A principal entrada de controle direcional é a deflexão do leme ( $\delta_R$ ), embora a deflexão do *aileron* ( $\delta_A$ ) também tenha uma influência indireta neste movimento. Uma “curva coordenada”, por exemplo, é uma combinação de movimentos laterais e direcionais.

Há vários casos em que o controle direcional deve ser alcançado dentro de limites e restrições especificadas. As características de controle direcional devem permitir que o servo do leme equilibre os momentos de guinada, e controle efetivamente a guinada/derrapagem. A sensibilidade às forças de controle de guinada deve ser suficientemente alta de modo que o controle direcional e os requisitos de força sejam atendidos, e



uma coordenação satisfatória seja alcançada, sem forças indevidamente altas. Tais forças devem ser baixas o suficiente para que ocasionais entradas de controle mal coordenadas não degradem seriamente as qualidades de voo.

### 14.4.4 Valores Típicos das Derivadas de Controle

A Tabela 57 ilustra valores típicos das derivadas de controle longitudinal, lateral e direcional de um VANT convencional de asa fixa.

**Tabela 57:** Derivadas de controle longitudinal, lateral e direcional.

Derivadas	Valores típicos (1/rad)		
	Todos os tipos de VANTs (de UCAVs a VANTs de grande porte)		VANTs de asa fixa de pequeno porte (em cruzeiro)
	Mínimo	Máximo	
$C_{D\delta_e}$	~	~	0
$C_{L\delta_e}$	0	+0,6	0,4
$C_{m\delta_e}$	0	-4,0	-1 a -2
$C_{y\delta_a}$	~	~	0
$C_{l\delta_a}$	0	+0,4	0,2
$C_{n\delta_a}$	-0,08	+0,08	-0,03
$C_{y\delta_r}$	0	+0,5	0,2
$C_{l\delta_r}$	-0,04	+0,04	0,01
$C_{n\delta_r}$	0	-0,15	-0,05

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

## 14.5 ANÁLISE DE DESEMPENHO DE VOO

Outra análise de projeto importante diz respeito à mecânica de voo do VANT. Tal análise se concentra, principalmente, na determinação de parâmetros de desempenho do mesmo, tais como velocidade máxima, alcance e autonomia, os quais são tratados a seguir.

### 14.5.1 Velocidade Máxima

A velocidade máxima ( $V_{max}$ ) de um VANT com motor a jato (por exemplo, *turbofan*) é determinada resolvendo-se a seguinte equação algébrica não-linear de ordem quatro:



$$\frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 SC_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho V_{\max}^2 S} - T_{\max} = 0 \quad (230)$$

onde  $\rho$  é a densidade do ar,  $S$  é a área da asa,  $C_{D_0}$ , o coeficiente de arrasto para ângulo de ataque nulo,  $K$ , o fator de correção de arrasto induzido,  $W$ , o peso do VANT, e  $T_{\max}$ , o empuxo máximo. Ao se resolver a equação (230), quatro soluções são obtidas, das quais apenas uma é aceitável (geralmente a de maior valor numérico).

A velocidade máxima de um VANT com motor a hélice é determinada resolvendo-se as seguintes equações (Sadraey, 2017):

$$P_{\max_{SL}} \eta_p \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^{0,9} = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^3 SC_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho V_{\max} S} \quad (\text{Turbohélice}) \quad (231)$$

$$P_{\max_{SL}} \eta_p \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^{1,2} = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^3 SC_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho V_{\max} S} \quad (\text{Pistão}) \quad (232)$$

onde  $P_{\max_{SL}}$  é a potência máxima do motor ao nível do mar e  $\eta_p$  é a eficiência da hélice.

### 14.5.2 Alcance Máximo

O alcance máximo ( $R_{\max}$ ) de um VANT com motor a jato é determinado pela seguinte equação (Sadraey, 2017):

$$R_{\max} = \frac{0,866V_{\max_R} (L/D)_{\max}}{C} \ln \left( \frac{1}{1 - \frac{W_F}{W}} \right) \quad (233)$$

com:

$$(L/D)_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D_0}}} \quad (234)$$

$$V_{\max_R} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D_0}}{3K}}}} \quad (235)$$



onde  $C$  é o consumo específico de combustível, e  $W_F$  é o peso total do combustível.

O alcance máximo de um VANT com motor a hélice, por outro lado, é determinado como segue:

$$R_{\max} = \frac{\eta_P(L/D)_{\max}}{C} \ln\left(\frac{1}{1-G}\right) \quad (236)$$

onde o parâmetro  $G$  é a fração de peso do combustível,  $W_F/W$  (para motores turbohélice e a pistão), ou a fração de peso da bateria,  $W_B/W$  (para motores elétricos).

### 14.5.3 Autonomia Máxima

A autonomia máxima ( $R_{\max}$ ) de um VANT com motor a jato é determinada pela seguinte equação:

$$E_{\max} = \frac{(L/D)_{\max}}{C} \ln\left(\frac{1}{1-G}\right) \quad (237)$$

Já para um VANT com motor a hélice não-elétrico:

$$E_{\max} = \frac{0,866\eta_P(L/D)_{\max}}{CV_{\min p}} \ln\left(\frac{1}{1-G}\right) \quad (238)$$

com:

$$V_{\min p} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \quad (239)$$

Para um VANT com motor a hélice elétrico, por outro lado, tem-se (em horas):

$$E_{\max} = \frac{E_D m_B}{P_{\min}} \quad (240)$$

onde  $E_D$  é densidade de energia das baterias (em Wh/kg),  $m_B$  é a massa da bateria, e  $P_{\min}$  é a potência mínima necessária para a missão de voo desejada.



## 14.5.4 Razão Máxima de Subida

A razão máxima de subida ( $ROC_{max}$ ) de um VANT é alcançada quando o mesmo sobe com uma velocidade ( $V_{ROC_{max}}$ ) e ângulo de trajetória ( $\gamma_{ROC_{max}}$ ) tal que a seguinte equação seja maximizada:

$$ROC_{max} = V_{ROC_{max}} \sin(\gamma_{ROC_{max}}) \quad (241)$$

A velocidade da taxa máxima de subida (necessariamente maior do que a velocidade de estol) de um VANT com motor a jato é encontrada como segue:

$$V_{ROC_{max}} = \sqrt{\frac{T_{max}}{3\rho S C_{D_0}}} \left[ 1 + \sqrt{1 + \frac{3}{\left[ \left( \frac{L}{D} \right)_{max} \frac{T_{max}}{W} \right]^2}} \right] \quad (242)$$

Já o ângulo de trajetória que o submete a razão máxima de subida é obtido por:

$$\gamma_{ROC_{max}} = -\sin^{-1} \left[ \left( \sqrt{-8K\rho T_{max} S V_{ROC_{max}}^2 + \rho^2 S^2 V_{ROC_{max}}^4 (1 + 4KC_{D_0})} - \rho S V_{ROC_{max}}^2 \right) \frac{0,25}{KW} \right] \quad (243)$$

Já para um VANT com motor a hélice, a velocidade da taxa máxima de subida é dada por:

$$V_{ROC_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \quad (244)$$

O ângulo de trajetória correspondente à taxa máxima de subida, por outro lado, é obtido como:

$$\gamma_{ROC_{max}} = -\sin^{-1} \left[ \left( \sqrt{16K^2 W^2 + \rho^2 S^2 V_{ROC_{max}}^4 (1 + 4KC_{D_0})} - 8P_{max} K \rho S \eta_P V_{ROC_{max}} - \rho S V_{ROC_{max}}^2 \right) \frac{0,25}{KW} \right] \quad (245)$$

onde  $P_{max}$  é a potência máxima do motor.



### 14.5.5 Ângulo Máximo de Trajetória

Um voo com razão de subida máxima ( $ROC_{max}$ ) não necessariamente implica em um ângulo máximo de trajetória ( $\gamma_{max}$ ). Tal ângulo, para VANTs com motor a jato, é calculado como:

$$\gamma_{max} = \sin^{-1} \left[ \frac{1}{W} \left( T_{max} - 2W \sqrt{KC_{D_0}} \right) \right] \quad (246)$$

Já para VANTs com motor a hélice, o ângulo máximo de trajetória é dado por:

$$\gamma_{max} = \sin^{-1} \left[ \frac{P_{max} \eta_P}{W V_{\gamma_{max}}} - \frac{1}{2W} \rho V_{\gamma_{max}}^2 S C_{D_0} - \frac{2KW}{\rho V_{\gamma_{max}}^2 S} \right] \quad (247)$$

onde a velocidade do ângulo máximo de subida (necessariamente maior do que a velocidade de estol) é:

$$V_{\gamma_{max}} = \frac{4W^2 K}{P_{max} \rho \eta_P S} \quad (248)$$

### 14.5.6 Corrida de Decolagem

Para um VANT de asa fixa sem equipamento lançador, isto é, que deve decolar com o trem de pouso e em uma pista convencional, uma “análise de decolagem” se faz necessária. O principal parâmetro de interesse nessa análise é a “corrida de decolagem”, a qual se divide, conforme já visto, em três segmentos ou seções: (a) seção de solo ( $S_G$ ); (b) rotação, ou transição ( $S_R$ ); e (c) subida inicial ( $S_A$ ). A corrida de decolagem total ( $S_{TO}$ ) é a soma dessas três seções:

$$S_{TO} = S_G + S_R + S_A \quad (249)$$

Para se determinar a corrida de decolagem em solo ( $S_G$ ), a seguinte equação é utilizada:

$$S_G = \frac{m}{\rho S (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})} \ln \left[ \frac{\frac{T_{TO}}{W} - \mu}{\frac{T_{TO}}{W} - \mu - \frac{k_{TO}^2 (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})}{C_{L_{max}}}} \right] \quad (250)$$



onde  $m$  é a massa do VANT,  $C_{D_{TO}}$  é o coeficiente de arrasto na decolagem,  $\mu$  é o coeficiente de atrito estático da pista,  $C_{L_{TO}}$  é o coeficiente de sustentação na decolagem (o qual é função do coeficiente de sustentação em voo de cruzeiro e da deflexão dos *flaps*),  $T_{TO}$  é o empuxo do motor na decolagem, e  $k_{TO}$  é uma constante empírica.

O empuxo do motor na decolagem, para um VANT a jato, é aproximadamente 90% do empuxo máximo do motor ( $T_{max}$ ). Já para um VANT movido a hélice, a eficiência da mesma é função da velocidade da aeronave na seção de rotação ( $V_R$ ). Logo, o empuxo do motor na decolagem, para uma hélice de passo fixo, é estimado a partir da seguinte equação:

$$T_{TO} = \frac{0,5P_{max}}{V_R} \quad (251)$$

A corrida de decolagem na seção de rotação ( $S_R$ ) é simplesmente modelada pela seguinte equação linear:

$$S_R = T_R V_R \quad (252)$$

onde  $T_R$  é a duração da rotação (cerca de 0,3 a 1 segundos para um VANT de pequeno porte, e de 1 a 2 segundos para um VANT de grande porte).

A corrida de decolagem na seção de subida inicial ( $S_A$ ), por fim, é calculada como:

$$S_A = \sqrt{(S'_A)^2 - h_0^2} \quad (253)$$

com:

$$S'_A = \frac{W}{T - D} \left( \frac{V_R^2 - V_{TO}^2}{2g} + h_0 \right) \quad (254)$$

onde  $T$  é o empuxo do motor,  $D$  é o arrasto,  $V_{TO}$  é a velocidade de decolagem,  $g$  é a aceleração da gravidade, e  $h_0$  é a chamada “altura de obstáculo”, a qual é regida por padrões de aeronavegabilidade. Para micro-VANTs e VANTs de pequeno porte, recomenda-se que esta altura seja de cerca de 1 metro. Já para VANTs de médio a grande porte, recomenda-se o valor de 15 metros.

### 14.5.7 Raio Mínimo de Curva

A capacidade de realização de curvas é um requisito de manobrabilidade importante para VANTs, o qual influencia várias operações, especialmente, as de “detecção e desvio”.



Para um VANT convencional de asa fixa de pequeno porte (independente do motor), o raio mínimo de curva ( $R_{min}$ ) é obtido por:

$$R_{min} = \frac{V_{min}^2}{g\sqrt{n_{max}^2 - 1}} \quad (255)$$

onde  $V_{min}$  é a velocidade mínima permissível para que o VANT se mantenha em regime de curva coordenada (frequentemente chamada de “velocidade de curva”), e  $n_{max}$  é o fator de carga máximo (geralmente definido com base nos limites estruturais do VANT).

A velocidade de curva é a velocidade do VANT quando o veículo gira com máximo ângulo de rolamento, mantendo o coeficiente de sustentação igualmente máximo ( $C_{L_{max}}$ ):

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2n_{max}W}{\rho SC_{L_{max}}}} \quad (256)$$

O ângulo máximo de rolamento ( $\phi_{max}$ ), por sua vez, correspondente a uma curva executada com o raio mínimo, e é calculado como:

$$\phi_{max} = \cos^{-1}\left(\frac{1}{n_{max}}\right) \quad (257)$$

A Figura 169 ilustra um VANT *HiMAT* (Tecnologia de Aeronave Altamente Manobrável) da NASA. As asas traseiras varridas do *HiMAT*, seu sistema de controle de voo digital, e suas asas frontais *canard* controláveis propiciam a esse VANT um raio de curva duas vezes menor do que a de aviões de caça convencionais. Próximo à velocidade do som e a uma altitude de 7500 metros, o VANT *HiMAT* pode realizar uma curva com aceleração de até 8 g. Para fins de comparação, na mesma altitude, a capacidade máxima de giro sustentado de um caça F-16 é de cerca de 4,5 g.



**Figura 169:** VANT HiMAT da NASA.

Créditos: NASA - <https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/HiMAT/ECN-14273.html>, Domínio público, <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=19262506>.

## 14.5.8 Teto Máximo

O teto máximo (ou absoluto) é definido como a maior altitude em que um VANT pode realizar, com segurança, um voo reto nivelado. Para um VANT com motor a jato, a densidade do ar correspondente ao teto máximo ( $\rho_{ac}$ ) pode determinada a partir de uma das seguintes equações:

$$\rho_{ac} = \rho_0 \left( \frac{2W_{ac} \sqrt{KC_{D_0}}}{T_{max_{SL}}} \right)^{\frac{1}{1,2}} \quad (258)$$

$$\rho_{ac} = \frac{2W_{ac} \sqrt{KC_{D_0}} \rho_0^{1,2}}{T_{max_{SL}} \rho_{11000}^{0,2}} \quad (259)$$

onde  $\rho_0$  é a densidade do ar ao nível do mar,  $\rho_{11000}$  é a densidade do ar a 11000 m de altitude (a saber, 0,365 kg/m<sup>3</sup>),  $W_{ac}$  é o peso do VANT no teto máximo, e  $T_{max_{SL}}$  é o empuxo máximo do motor ao nível do mar.



A equação (258) deve ser usada quando o teto máximo de voo é sabido estar dentro da primeira camada da atmosfera (abaixo de 11000 m), enquanto a equação (259) é empregada quando o teto se encontra dentro da segunda camada da atmosfera (acima de 11000 m).

Para um VANT com motor a hélice (de pistão), a densidade do ar correspondente ao teto máximo é determinada como:

$$\rho_{ac} = \left( \frac{2\rho_0^{2,7} V_{\min_{PE}}^2 SC_{D_0}}{\eta_P P_{\max_{SL}}} \right)^{\frac{1}{1,7}} \quad (260)$$

onde  $V_{\min_{PE}}$  é obtida a partir da equação (256), empregando-se a densidade do ar ao nível do mar ( $\rho_0$ ).

Para um VANT com motor turboélice, por fim, a densidade do ar correspondente ao teto máximo é determinada a partir de uma das seguintes equações:

$$\rho_{ac} = \left( \frac{2\rho_0^{2,4} V_{\min_{PE}}^3 SC_{D_0}}{\eta_P P_{\max_{SL}}} \right)^{\frac{1}{1,4}} \quad (261)$$

$$\rho_{ac} = \left( \frac{2\rho_0^{2,4} \rho_{11000} V_{\min_{PE}}^3 SC_{D_0}}{\eta_P P_{\max_{SL}}} \right)^{\frac{1}{2,4}} \quad (262)$$

Uma vez calculada a densidade do ar no teto máximo de voo, tabelas atmosféricas devem ser consultadas para determinação da altitude correspondente.

## 14.6 ANÁLISE DE CUSTO

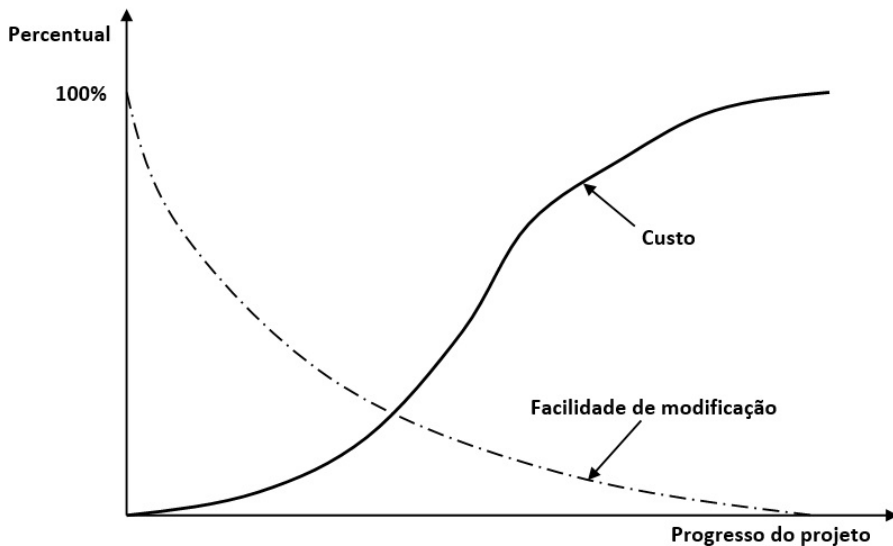
Uma etapa importante no processo de projeto de VANTs é a análise do custo, a qual é conduzida para garantir que o projeto é financeiramente sustentável, e o VANT concebido, comercialmente competitivo. O custo do projeto de um VANT gira em torno de 20% do custo de produção (aquisição), e de 1 a 10% do custo total do ciclo de vida. Estes 1 a 10%, contudo, determinam diretamente os outros 90 a 99%, o que é um claro indicativo de que investimentos em projeto, em geral, valem a pena.

A Figura 170 ilustra, conceitualmente, a relação entre o custo e a facilidade de modificação do projeto durante o andamento do mesmo. Estima-se que cerca de 70% do



custo do ciclo de vida de um determinado VANT possa ser determinado durante os estágios iniciais de seu desenvolvimento, com base no projeto de engenharia e nas decisões de gerenciamento. Conforme o desenvolvimento avança, mudanças no projeto ficam cada vez mais difíceis e caras.

Uma lista de custos deve sempre ser preparada para indicar o valor de cada componente/elemento que compõe o VANT, com exceção de peças sobressalentes. Esta lista deve incluir itens tais como o veículo aéreo propriamente dito, a Estação de Controle Terrestre (GCS) e os sistemas de lançamento e recuperação. A Tabela 58, por exemplo, indica o custo de um Sistema Aéreo Não-Tripulado (SANT) implantado a bordo de um barco da guarda costeira americana (Erdman; Mitchum, 2013). Todos os anos, o Departamento de Defesa (DoD) dos EUA publica o custo de aquisição dos sistemas de armamentos de seus programas. A Tabela 59, por exemplo, indica o custo de aquisição de alguns SANTs no ano de 2017.



**Figura 170:** Relação entre custo e facilidade de modificação do projeto ao longo do mesmo.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 58:** Custo de um SANT implantado em um barco da guarda costeira americana.

No.	Item	Custo
1	Fuselagem	US\$ 133671
2	Aviônicos	US\$ 149047
3	Propulsão	US\$ 40601
4	Sensores EO/IR	US\$ 268268
5	Relés de comunicação	US\$ 131301
6	Sistema de Identificação Automática (AIS)	US\$ 7851
7	GCS - Navio	US\$ 392054
8	Lançador - Navio	US\$ 236050
9	Recuperação - Navio	US\$ 236050
10	Equipamento de apoio específico, por sistema	US\$ 69624
11	Sistema de detecção de superfície EO/IR	US\$ 75000
12	Terminais remotos de vídeo para a equipe de comando	US\$ 10000
13	Peças sobressalentes iniciais	US\$ 174952
14	Estações de trabalho padrão	US\$ 16800
Um SANT naval com um veículo aéreo		US\$ 1936473

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

**Tabela 59:** Custo de aquisição de alguns SANTs do DoD para o ano de 2017.

VANT e sistemas relacionados		Custo (milhões de US\$)
MQ-1B/MQ-1C	<i>Predator/Gray Eagle</i>	308,1
MQ-9	<i>Reaper</i>	1053,1
RQ-4/MQ-4C	<i>Global Hawk/Triton/NATO AGS</i>	1213,6
RQ-7/RQ-11/RQ-20/RQ-21	<i>Shadow, Raven, Puma, e Blackjack</i>	522,4

Fonte: Adaptado de Sadraey (2020).

# REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS



- A.U.S. MARINE CORPS RQ-7B SHADOW GROUND CONTROL STATION. 2015. Disponível em: <https://picryl.com/media/a-us-marine-corps-rq-7b-shadow-ground-control-station-61ffc5> Acesso em: 09 jan. 2024.
- ANDERSON, B. D. O.; MOORE, J. B. **Optimal control: Linear quadratic methods**. Nova York, EUA: Dover Publications, 2007. 448p.
- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. 6th. McGraw-Hill, 2016. 1152p.
- ANGELOV, P. **Sense and avoid in UAS: Research and applications**. [s.l.]: Wiley, 2012. 380p.
- BELLARDO, J.; SAVAGE S. Denial-of-service attacks: Real vulnerabilities and practical solutions. *In: Proceedings of the 12th Conference on USENIX Security Symposium*, 802. 11, p. 15-28, 2003.
- BUDYNAS, R. G.; NISBETT, J. K. **Shigley's mechanical engineering design**. 10. Ed. McGraw-Hill, 2015. 1105p.
- CENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. **Fluid mechanics: Fundamentals and Applications**. 3. Ed. McGraw-Hill, 2013.
- COLLECTION IRAQ WAR. **IRAQI FREEDOM**. 2004. Disponível em: <https://picryl.com/media/us-army-usa-soldiers-assigned-to-alpha-company-101st-military-intelligence-303ab5>> Acesso em: 09 jan. 2024.
- DEFENSE ADVANCED RESEARCH PROJECTS AGENCY - DARPA. **Creating Breakthrough technologies and capabilities for national security**. (s/d). Disponível em: <http://archive.darpa.mil/j-ucas/X-45/gallery.htm>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- DOD. **Department of Defense Design Criteria Standard: Human Engineering**, MIL-STD-1472G, 2012.
- EPPLER, R. **Airfoil design and data**. Berlin: Springer-Verlag, 1990. 562p.
- ERDMAN, T. J.; MITCHUM, M. **Life-Cycle cost analysis for small unmanned aircraft systems**. NPS-CE-13-096, Naval Postgraduate School, 2013.
- ETKIN, B.; REID, L. D. **Dynamics of flight, stability and control**. 3. Ed. Wiley, 1996. 395p.



- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION - FAA. **Flight safety analysis handbook**. Associate Administrator for Commercial Space Transportation, Washington, DC, 2011. 224p.
- FLICKR. **Global Hawk Operations Center**. 2016. Disponível em: [https://www.flickr.com/photos/noaa\\_esrl/25543004290/in/photostream/](https://www.flickr.com/photos/noaa_esrl/25543004290/in/photostream/) Acesso em: 09 jan. 2024.
- GLOBAL HAWK. **Global Hawk UAS (Unmanned Aerial System) of NASA**. 2012. Disponível em: <<https://www.eoportal.org/other-space-activities/global-hawk#hdvis-high-definition-video-system>> Acesso em: 09 jan. 2024.
- KENDOUL, F. Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems. **Journal of Field Robotics**. v. 29, n. 2, p. 315-378, 2012.
- KHARCHENKO, V.; PRUSOV, D. Analysis of unmanned aircraft systems application in the civil field. **Transport**, v. 27, n. 3, p. 335343, 2012.
- LABORATÓRIO NACIONAL DE ASTROFÍSICA - LNA. **ASTRO: Um conjunto de ferramentas de astronomia**. Disponível em: <<https://daed.on.br/astro/>>. Acesso em: 28 set. 2021.
- MEGSON, T. **Aircraft structures for engineering students**. 5. Ed. [s.l.]: Elsevier., Butterworth-Heinemann, 2012. 864p.
- NASA IKHANA, DRYDEN HISTORY GALLERY. 2010. Disponível em: <https://picryl.com/media/ikhana-c49728> Acesso em: 09 jan. 2024.
- NELSON, R. **Flight stability and automatic control**. McGraw Hill, 1989. 286p.
- OGATA, K. **Modern control engineering**. 5. th. [s.l.]: Prentice Hall, 2010. 912p.
- PERSEUS. **Perseus a high altitude remotely piloted aircraft being towed in flight**. 1994. Disponível em: <https://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Perseus/HTML/EC94-42461-2.html>> Acesso em: 8 jan. 2024.
- PETERS, J. E. *et al.* **Unmanned aircraft systems for logistics applications**. EUA: RAND Corporation, 2012. 126p.
- RAUW, M. O. **FDC 1.2: A simulink toolbox for flight dynamics and control analysis**, 2. Ed. Zeist, The Netherlands: Dutchroll, 2001.
- ROSKAM, J. **Airplane flight dynamics and automatic flight controls**. [s.l.]: DARCO, 2007.
- SADRAEY, M. H. **Aircraft design: A Systems engineering approach**. [s.l.]: John Wiley & Sons, 2012. 808p.
- SADRAEY, M. H. **Aircraft performance analysis: An Engineering Approach**. CRC Press, 2017. 546p.



- SADRAEY, M. H. **Design of unmanned aerial systems**. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2020. 672p.
- SADRAEY, M. H. **Unmanned aircraft design**. [s.l.]: Morgan & Claypool, 2017.
- STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L.; JOHNSON, E. N. **Aircraft Control and Simulation**. 3. Ed. [s.l.]: Wiley, 2016. 768p.
- SVOBODA, J. A.; DORF, R. C. **Introduction to Electric Circuits**. 9.th. Wiley, 2013. 928p.
- SWAN, S. **Boeing X-45A Unmanned Combat Vehicle on Display**. Aerotech News and Review, 17 Nov. 2006. Disponível em: <https://www.af.mil/News/Article-Display/Article/129069/boeing-x-45a-unmanned-combat-vehicle-on-display/>> Acesso em: 03 de jan. 2024.
- TOOLEV, M.; WYATT, D. **Aircraft communications and navigation systems: Principles, Maintenance and Operation**. [s.l.]: Routledge, 2007. 330p.
- UP. A Chinese firm has taken the lead in a promising market. **The Economist**, 11, Abril, 2015. Disponível em: <https://www.economist.com/business/2015/04/11/up> Acesso em: 17 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Iowa drone**. 1986. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=596025>> Acesso em: 09 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Epson micro flying robot - Flickr – yuhui**. 2004. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=91478191>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **GPS satellite constellation**. 2007b. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=1898166>> Acesso em: 08 jan. 2023.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Arquivo: MQ-9 Reaper UAV (cortado).jpg**. 2008a. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=68095681>> Acesso em: 8 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Desert Hawk UAV Operator MOD 45150614**. 2009. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=26905591>
- WIKIMEDIA COMMONS. **ArduinoUno**. 2011. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=15888351>> Acesso em : 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Arcturus T-20 UAV in flight Aug 2011**. 2011. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=18879586>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Elbit Systems 900 take off**. 2012. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=117425801>> Acesso em: 08 jan. 2024.



- WIKIMEDIA COMMONS. **Arduino Uno 006**. 2014. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=40551883>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Insitu ScanEagle Launch**. 2014. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=60289947>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Hunter RQ-5 at the UAVs area in Hatzetim Israeli Air Force Museum**. 2015. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=39453240>> Acesso em: 08 jan. 2023.
- WIKIMEDIA COMMONS. **An MQ-9 Reaper performs a low pass**. 2016. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=50437897> Acesso em: 09 jan. 2023.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Insitu ScanEagle Recovery**. 2017. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=60289748>> Acesso em: 09 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **DJI Phantom 4Pro 04-2017 img3 in flight.jpg**. 2017a. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=58430612>> Acesso em: 8 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **DJI Phantom 4Pro 04-2017 img3 in flight**. 2017b. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=58430612>> Acesso em: 8 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Electronic-Component-Potentiometer**. 2019. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=79547655>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **File:MQ-1 Predator, armed with AGM-114 Hellfire missiles.jpg**. 2020. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=68261178>> Acesso em: 8 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **MQ-1 Predator controls 2007-08-07**. 2007. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=2553107> Acesso em: 09 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **MQ-9 Reaper CBP**. 2008b. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=6105778>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **MQ-9 Reaper Satcom**. 2005b. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=1475632>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **NASA's Global Hawk 2009-10-23**. 2009. Disponível em: <https://journals.vilniustech.lt/index.php/Transport/article/view/4948>> Acesso em: 09 jan. 2024.



- WIKIMEDIA COMMONS. **Oktokopter im Einsatz beim Fels-Scanning**. 2013. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=30233782>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Phoenix UAV on its launch rail operating in Kosovo**. 2015. Disponível em:< <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=43013636>> Acesso em: 09 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **RQ-11B Raven Blackfoot Company, 1st Battalion, 501st Parachute Infantry Regiment, 4th Infantry Brigade Combat Team (Airborne), 25th Infantry Division Base Elmendorf-Richardson, Alaska (cropped)**. 2019. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=128575667>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **RQ-170 art impression**. 2018b. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=68222537>> Acesso em: 8 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **RQ-2 Pioneer launched by rocket assist 1**. 1990. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=948250>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **RQ-2B pioneer uav**. 2018a. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=3701894>> Acesso em: 8 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Sanguino v1.0**. 2008c. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=1575637>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **ScanEagle UAV catapult launcher**. 2005a. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=1684335>> Acesso em 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Temperature Sensor (TMP36)**. 2009 Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=19866557>> Acesso em: 08 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **UAV Eleron-3SV lands by parachute**. 2021. Disponível em: <<https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=106232700>> Acesso em: 09 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **USMC-01522**. 2007a. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=23035778>> Acesso em: 8 jan. 2023.
- WIKIMEDIA COMMONS. **Wasp Australian Army**. 2020. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=119362874>> Acesso em: 09 jan. 2024.
- WIKIMEDIA COMMONS. **White noise**. 2013. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=24084756>> Acesso em: 08 jan. 2024.



WIKIMEDIA COMMONS. **YamahaRMax**. 2014. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=36610016>> Acesso em: 08 jan. 2024.

WIKIPEDIA. **MQ-9 Reaper CBP**. 2008. Disponível em: [https://en.wikipedia.org/wiki/File:MQ-9\\_Reaper\\_CBP.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/File:MQ-9_Reaper_CBP.jpg)> Acesso em: 8 jan. 2024.

ZARCHAN, P. **Tactical and strategic missile guidance**. 6. Ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013.

**V**eículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs), mais conhecidos como Aeronaves Remotamente Pilotadas (ARPs) e/ou drones, são uma tecnologia que chegou para ficar! Desde a sua primeira idealização/concepção, não cessam de surgir novas aplicações e possibilidades de utilização dessa plataforma, a qual se mostra, a cada dia, mais versátil, robusta e acessível aos mais diversos públicos. É difícil imaginar onde tais aplicações poderão chegar, mas é fato que, num futuro muito próximo, os VANTs participarão de maneira indissociável de nossas vidas cotidianas. Nesse cenário, não é difícil também prever que uma grande demanda surgirá (como já tem acontecido) por pessoas que não apenas saibam como operar VANTs, e/ou entendam dos requisitos/aspectos legais relacionados ao seu uso, mas principalmente, que saibam como projetá-los! Esse livro foi elaborado para o leitor que vislumbra o grande potencial de mercado, o qual tem sido aberto em decorrência da disseminação do uso de VANTs, e que deseja se capacitar na área de concepção/projeto dos mesmos. O presente material foi preparado com bastante esmero e cuidado, buscando apresentar ao leitor o que há de mais moderno e atual na área de projeto de VANTs, incluindo todas as subetapas e subsistemas que são considerados imprescindíveis para o pleno funcionamento de um VANT. A abordagem de projeto apresentada pode ser vista como correspondendo ao que efetivamente se é preconizado e implementado na indústria de VANTs, sejam eles para aplicação civil ou militar.



Câmara Brasileira do Livro - CBL  
ISBN 978-85-8127-120-0



9 78 85 81 27 1200