

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CENTRO DE TECNOLOGIA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

Maria Luiza Cassão Gatelli

**OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR EM PROJETO CONCEITUAL DE
AERONAVE REMOTAMENTE PILOTADA**

Santa Maria, RS
2019

Maria Luiza Cassão Gatelli

**OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR EM PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVE
REMOTAMENTE PILOTADA**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

Orientador: Prof. Carlos Eduardo de Souza

Santa Maria, RS
2019

Maria Luiza Cassão Gatelli

**OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR EM PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVE
REMOTAMENTE PILOTADA**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

Aprovado em 9 de julho de 2019:

Carlos Eduardo de Souza, Dr. (UFSM)
(Presidente/Orientador)

Marcos Daniel de Freitas Awruch, Dr. (UFSM)

Pedro Paglione, Dr. (UFSM)

Santa Maria, RS
2019

AGRADECIMENTOS

Agradeço, em primeiro lugar, à Universidade Federal de Santa Maria que viabilizou as ferramentas necessárias para minha formação em Engenharia Aeroespacial.

Agradeço à todos os professores que direta ou indiretamente contribuíram para este e tantos outros trabalhos, mas especialmente ao meu orientador, Prof. Carlos Eduardo, por incentivar meu senso crítico e a busca por desafios durante todos os anos da graduação.

Agradeço à minha família, pelo amor, incentivo e apoio incondicional e aos meus amigos pela torcida e companhia imensuráveis.

RESUMO

OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR EM PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVE REMOTAMENTE PILOTADA

AUTORA: Maria Luiza Cassão Gatelli
ORIENTADOR: Carlos Eduardo de Souza

O projeto de aeronaves é um processo que naturalmente envolve diversas áreas da engenharia. Encontrar um conceito ótimo entre todas as disciplinas é uma tarefa complexa que demanda tempo e experiência do grupo de projetistas. A técnica de Otimização Multidisciplinar em Projeto, conhecida pelo acrônimo em inglês MDO, vem para auxiliar a alcançar esse resultado ótimo de acordo com a missão da aeronave. Sendo assim, o presente trabalho apresenta uma ferramenta de otimização multidisciplinar aplicada ao projeto conceitual de aeronaves remotamente pilotadas (ARPs). Uma revisão bibliográfica é apresentada e as principais disciplinas do projeto aeronáutico são analisadas: peso, aerodinâmica, estabilidade, desempenho e dinâmica de voo. O projeto conceitual de ARP é organizado em um diagrama de forma a delinear as entradas e saídas entre as disciplinas consideradas. A técnica de otimização utilizada para minimizar a massa estrutural da aeronave é a Otimização por Enxame de Partículas (PSO). As variáveis de projeto incluem características da geometria da asa, da fuselagem e das empenagens e uma série de parâmetros devem ser fornecidos para o processo. As restrições se devem às condições de estabilidade. O resultado é um conceito de aeronave otimizado que respeita as restrições. Também uma ferramenta funcional e de código aberto é fornecida para que seja adaptada para cada estudo de caso e aprimorada em trabalhos futuros.

Palavras-chave: ARP. Projeto Conceitual. PSO. Otimização. MDO.

ABSTRACT

MULTIDISCIPLINARY DESIGN OPTIMIZATION OF REMOTELY PILOTED AIRCRAFT

AUTHOR: Maria Luiza Cassão Gatelli

ADVISOR: Carlos Eduardo de Souza

The aircraft design process involves the interaction among disciplines with different nature. Finding an optimal concept between all areas is a task that requires time and experience from designers and engineers. Multidisciplinary design optimization (MDO) methods help to obtain an optimal design solution according to aircraft mission. The present work seeks to develop a multidisciplinary optimization framework of a conceptual design of a remotely piloted aircraft (RPA). A bibliography review is presented and the main disciplines of aeronautic design are analyzed: weight, aerodynamics, stability, performance and flight dynamics. The optimization technique utilized to minimize aircraft structural mass is the particle swarm optimization (PSO). The design variables include wing geometry, fuselage and tail characteristics and a series of design parameters must be provided to the process. The constraints are given by stability conditions. The result is an optimized aircraft concept regarding design constraints. Also, a functional open source framework is provided to be adjusted to every new case study and improved in future works.

Keywords: Conceptual Design. MDO. Optimization. PSO. RPA.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Custo e impacto de alterações de projeto ao longo do tempo de desenvolvimento.	14
Figura 2.1 – Ferramentas de análise e projeto implementadas, além das conexões lógicas da análise multidisciplinar por Bryson et al. (2016).	21
Figura 2.2 – Estrutura <i>Multiple Discipline Feasible</i> (MDF) da otimização multidisciplinar do projeto de VANTs por Hosseini, Nosratollahi e Sadati (2017).	22
Figura 2.3 – Arquitetura de decomposição do problema de otimização por Papageorgiou, Ölvander e Amadori (2017).	23
Figura 2.4 – Macro fases e fases do processo de desenvolvimento de produtos.	25
Figura 3.1 – Diagrama de projeto de aeronaves remotamente pilotadas.	28
Figura 3.2 – Diagrama de otimização da ferramenta de projeto integrada com PSO. ..	33
Figura 4.1 – Spy Owl 200.	38
Figura 4.2 – Análise de convergência do problema de minimização da massa.	44
Figura 4.3 – Vistas do conceito final da aeronave para minimização da massa.	45
Figura 4.4 – Análise da função objetivo pelo número de iterações do conceito final. ..	46
Figura 4.5 – Análise da função objetivo pelo número de iterações do conceito final. ..	48
Figura A.1 – Definições fundamentais de uma asa trapezoidal.	56
Figura A.2 – Ângulos de Euler.	81
Figura A.3 – Notação das variáveis de movimento.	82
Figura A.4 – Definição dos ângulos aerodinâmicos.	83

LISTA DE TABELAS

Tabela 1.1 – Possíveis aplicações civis de aeronaves remotamente pilotadas.....	15
Tabela 3.1 – Variáveis de projeto do problema de otimização proposto.....	34
Tabela 3.2 – Parâmetros de projeto do problema de otimização proposto.....	34
Tabela 3.3 – Restrições do problema de otimização proposto.....	36
Tabela 3.4 – Variáveis de saída do problema de otimização proposto.....	36
Tabela 4.1 – Especificações técnicas da aeronave Spy Owl 200.....	39
Tabela 4.2 – Variáveis de projeto do problema de otimização do estudo de caso.....	41
Tabela 4.3 – Parâmetros de projeto do problema de otimização do estudo de caso. . .	41
Tabela 4.4 – Componentes básicos da aeronave e suas respectivas posições previstas.	43
Tabela 4.5 – Variáveis de projeto otimizadas obtidas no estudo de caso.	46
Tabela 4.6 – Parâmetros de saída do problema de otimização do estudo de caso.....	47
Tabela A.1 – Parâmetros do motor elétrico <i>brushless</i> escolhido.....	66
Tabela A.2 – Parâmetros do ESC escolhido.	66
Tabela A.3 – Parâmetros da bateria escolhida.....	67
Tabela A.4 – Parâmetros da hélice escolhida.	67
Tabela A.5 – Parâmetros do servomotor escolhido.	68
Tabela A.6 – Tabela de possíveis derivadas de estabilidade e controle.....	78

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

<i>ANAC</i>	Agência Nacional de Aviação Civil
<i>ARP</i>	Aeronave Remotamente Pilotada
<i>EH</i>	Empenagem horizontal
<i>EV</i>	Empenagem vertical
<i>MDO</i>	<i>Multidisciplinary Design Optimization</i>
<i>PSO</i>	<i>Particle Swarm Optimization</i>
<i>RPA</i>	<i>Remotely Piloted Aircraft</i>
<i>RPAS</i>	<i>Remotely Piloted Aircraft System</i>
<i>SARP</i>	Sistema de Aeronave Remotamente Pilotada
<i>UAV</i>	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
<i>UAS</i>	<i>Unmanned Aerial System</i>
<i>VANT</i>	Veículo Aéreo Não Tripulado
<i>WER</i>	<i>Weight Estimation Relationship</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

a_{∞}	Velocidade do som no ar	$C_{L_{0_{wf}}}$	Coeficiente de sustentação da combinação asa-fuselagem para ângulo de ataque nulo
AR	Alongamento da asa	$C_{l_{max}}$	Coeficiente de sustentação máximo do perfil
AR_{HT}	Alongamento da empenagem horizontal	$C_{L_{max}}$	Coeficiente de sustentação máximo da aeronave
AR_{VT}	Alongamento da empenagem vertical	$C_{l_{\alpha}}$	Inclinação da curva de sustentação do perfil em função do ângulo de ataque
b	Envergadura da asa	$C_{L_{\alpha}}$	Inclinação da curva de sustentação em função do ângulo de ataque
b_{HT}	Envergadura da empenagem horizontal	C_m	Coeficiente de momento de arfagem do perfil
b_{VT}	Envergadura da empenagem vertical	C_M	Coeficiente de momento de arfagem da aeronave
c	Comprimento característico	$c_{m_{0r}}$	Coeficiente de momento para sustentação nula do perfil da raiz da asa
\bar{c}	Corda média aerodinâmica da asa	$c_{m_{0t}}$	Coeficiente de momento para sustentação nula do perfil da ponta da asa
c_{avg}	Corda média da asa	$C_{M_{0w}}$	Coeficiente de momento para sustentação nula da asa
C_{Bat}	Capacidade da bateria	c_{MGC}	Corda média geométrica da asa
C_d	Coeficiente de arrasto do perfil	c_r	Corda da raiz da asa
C_D	Coeficiente de arrasto da aeronave	c_t	Corda da ponta da asa
C_{D_i}	Coeficiente de arrasto induzido	D	Força de arrasto
C_{D_0}	Coeficiente de arrasto para sustentação nula	d_{fus}	Diâmetro do cilindro da fuselagem
$C_{f_{fus}}$	Coeficiente de fricção da fuselagem de placa plana	d_{Prop}	Diâmetro da hélice
C_{f_w}	Coeficiente de fricção da asa de placa plana	e	Fator de eficiência de Oswald
C_l	Coeficiente de sustentação do perfil	E	Autonomia de voo
C_L	Coeficiente de sustentação da aeronave	e_{HT}	Fator de eficiência de Oswald para HT
C_{l_0}	Coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo do perfil		
C_{L_0}	Coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo		

F_{Fill}	Razão entre o volume preenchido com o material e o total do componente	M_{Mot}	Massa do motor elétrico
λ_{fus}	Razão de esbeltez da fuselagem	M_{PL}	Massa da carga útil
g	Aceleração da gravidade	M_{Srv}	Massa dos servomotores das superfícies móveis
H	Altitude de voo	M_{TB}	Massa do cone de cauda
i_w	Ângulo de incidência da asa	M_{Tot}	Massa total da aeronave
i_{HT}	Ângulo de incidência da empenagem horizontal	M_{VT}	Massa da estrutura da empenagem vertical
K_{AR}	Fator de correção de alongamento	M_{Wing}	Massa da estrutura da asa
K_{HT}	Fator de correção da posição da empenagem horizontal	M_{∞}	Número de Mach
K_w	Fator de área de superfície	n_{Bat}	Parâmetro de descarga da bateria
K_{wf}	Fator de correção do efeito da fuselagem sobre a asa	n_{eng}	Número de motores
K_{λ}	Fator de correção da razão de afilamento	P_{Mot}	Potência máxima do motor
L	Força de sustentação	q_{∞}	Pressão dinâmica de escoamento livre
L'	Parâmetro de localização da maior espessura do perfil	R	Constante dos gases ideais
l_{fus}	Comprimento do cilindro da fuselagem	Re	Número de Reynolds
l_{HT}	Distância entre 1/4 da \bar{c} da asa e da empenagem horizontal sobre o eixo x	Rt	Tempo de descarga no qual a capacidade da bateria foi determinada
l_r	<i>Lapse rate</i>	r_{fus}	Raio do cilindro da fuselagem
l_{VT}	Distância entre 1/4 da \bar{c} da asa e da empenagem vertical sobre o eixo x	r_{TB}	Raio do cone de cauda
M_{AP}	Massa do piloto automático	R_{LS}	Fator de correção de superfície sustentadora
M_{Bat}	Massa da bateria	R_{wf}	Fator de interferência asa-fuselagem
M_{ESC}	Massa do controlador eletrônico de velocidade	S	Área em planta da asa
M_{Fus}	Massa da estrutura da fuselagem	S_{expw}	Área exposta em planta da asa
M_{HT}	Massa da estrutura da empenagem horizontal	S_{HT}	Área da empenagem horizontal
		S_{ref}	Área de referência
		S_{VT}	Área da empenagem vertical
		S_{wetfus}	Área molhada da fuselagem
		S_{wetw}	Área molhada da asa

t	Espessura máxima do perfil	$\frac{d\alpha_0}{d\epsilon_t}$	Variação do ângulo de ataque para sustentação nula em função da torção da asa
t_{fus}	Espessura do corpo da fuselagem		
t_{TB}	Espessura do cone de cauda	β	Fator de correção de compressibilidade de Prandtl-Glauert
T_{emp}	Temperatura do ar	ϵ_{tHT}	Ângulo de torção da HT
V_E	Velocidade requerida para autonomia máxima	ϵ_t	Ângulo de torção da asa
V_{HT}	Coeficiente de volume da empenagem horizontal	$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	Gradiente de <i>downwash</i> sobre a empenagem horizontal
V_{VT}	Coeficiente de volume da empenagem vertical	ε	Ângulo de <i>downwash</i> sobre a empenagem horizontal
V_∞	Velocidade de escoamento livre	ε_0	Ângulo residual de <i>downwash</i> sobre a empenagem horizontal
Vol_{fus}	Volume do cilindro da fuselagem	η_{ia}	Posição em porcentagem da semi-envergadura da borda interna do aileron
$Volt_{Bat}$	Voltagem da bateria		
x_{CA_w}	Posição do centro aerodinâmico da asa no eixo x	η_{HT}	Razão entre a pressão dinâmica na HT e a de escoamento livre
x_{CG}	Posição do centro de gravidade no eixo x	η_{Prop}	Eficiência da hélice
x_{MGC}	Distância em x até o bordo de ataque da c_{MGC}	η_{oa}	Posição em porcentagem da semi-envergadura da borda externa do aileron
x_{rw}	Posição do bordo de ataque no eixo x da raiz da asa	η_{Tot}	Eficiência do sistema de propulsão
W	Peso da aeronave	η_{VT}	Razão entre a pressão dinâmica na VT e a de escoamento livre
y_{MGC}	Distância em y da corda da raiz da asa até c_{MGC}	λ	Razão de afilamento da asa
y_{CG}	Posição do centro de gravidade no eixo y	λ_{fus}	Razão de esbeltez da fuselagem
z_{CG}	Posição do centro de gravidade no eixo z	λ_{HT}	Razão de afilamento da HT
z_{HT}	Distância vertical entre a empenagem horizontal e a asa	λ_{VT}	Razão de afilamento da VT
α	Ângulo de ataque	$\Lambda_{c/2}$	Ângulo de enflechamento da linha de 1/2 de corda
α_{0L}	Ângulo de ataque para sustentação nula	$\Lambda_{c/4}$	Ângulo de enflechamento da linha de 1/4 de corda
		Λ_{LE}	Ângulo de enflechamento do bordo de ataque da asa
		Λ_{LEHT}	Ângulo de enflechamento do bordo de ataque da HT

$\Lambda_{LE_{VT}}$	Ângulo de enflechamento do bordo de ataque da VT		asa
$\Lambda_{t/c_{max}}$	Ângulo de enflechamento na posição de maior espessura do perfil da	μ	Viscosidade cinemática
		ρ	Densidade do ar

SUMÁRIO

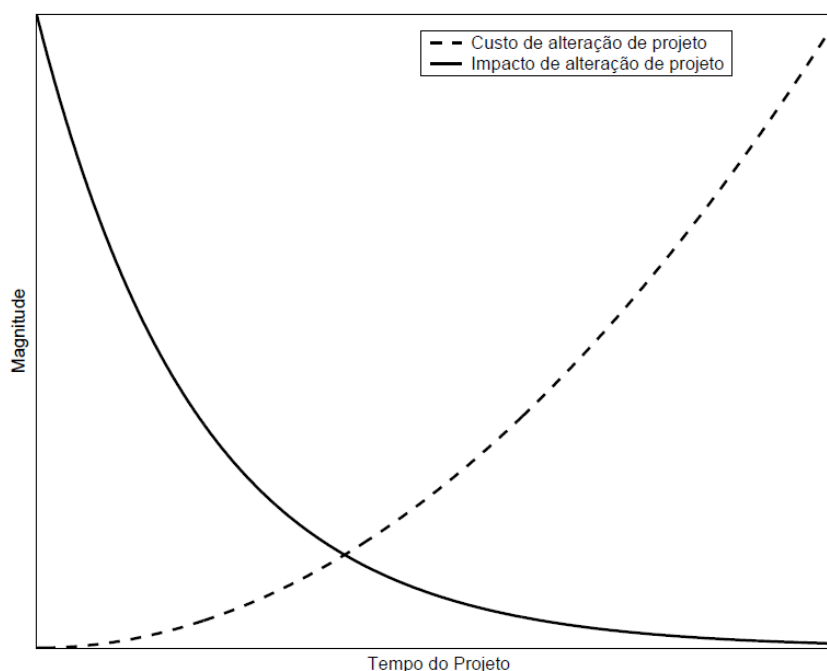
1	INTRODUÇÃO	14
1.1	OBJETIVOS DO TRABALHO	16
1.2	ESTRUTURA DO TRABALHO	17
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	18
2.1	CATEGORIAS DE ARPS	18
2.2	TRABALHOS	19
2.3	REGULAMENTAÇÃO	24
2.4	FASES DE PROJETO	24
2.5	REQUISITOS DE PROJETO	25
3	METODOLOGIA PROPOSTA	27
3.1	PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVE REMOTAMENTE PILOTADA	27
3.2	OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR EM PROJETO	29
3.2.1	Otimização por Enxame de Partículas (PSO)	30
3.3	DEFINIÇÃO DO PROBLEMA DE OTIMIZAÇÃO	32
4	ESTUDO DE CASO	38
4.1	MODELO DE REFERÊNCIA	38
4.2	REQUISITOS DE PROJETO	39
4.3	DADOS DE ENTRADA	40
4.4	MINIMIZAÇÃO DA MASSA DA AERONAVE	44
4.5	CONCEITO FINAL	45
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	50
5.1	SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS	50
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	51
	APÊNDICE A – PROJETO DE AERONAVE REMOTAMENTE PILOTADA	55

1 INTRODUÇÃO

O mercado global e a competição internacional induzem a indústria aeroespacial a continuamente melhorar seu desempenho nos processos de engenharia, entre eles o de desenvolvimento de produtos aeronáuticos. Este processo pode ser dividido em três macro fases: planejamento do projeto, elaboração do projeto e implementação. A etapa de elaboração de projeto inclui as fases informacional, conceitual, preliminar e detalhada. É na fase conceitual que as alterações têm um custo menor do que nas demais. Conforme Figura 1.1, o custo de alterações aumenta à medida que o projeto avança. Por outro lado, o impacto das alterações diminui de acordo com o aumento do nível de detalhamento do projeto.

Visando reduzir o tempo e aumentar o nível de confiança do resultado, a aplicação de novos métodos de projeto é bem-vinda nessas fases iniciais. Como o projeto de aeronaves é um processo que naturalmente envolve diversas áreas da engenharia, o uso de métodos como Otimização Multidisciplinar em Projeto, em inglês *Multidisciplinary Design Optimization* (MDO), é pertinente e lucrativo (ROGLEV, 2013). A principal motivação para o uso desta técnica é que o desempenho do sistema não é guiado apenas pelo desempenho de cada disciplina individualmente, mas também pelas suas interações (MARTINS; LAMBE, 2013, tradução nossa).

Figura 1.1 – Custo e impacto de alterações de projeto ao longo do tempo de desenvolvimento.



Fonte: (BAETS; MAVRIS, 2002).

O emprego de aeronaves remotamente pilotadas (ARPs), em inglês *Remotely Piloted Aircraft* (RPAs), está se destacando cada vez mais nos setores civil e militar, uma vez que, devido à ausência de operadores humanos a bordo, os custos de operação são reduzidos. Elas também são conhecidas como Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) ou, em inglês, *Unmanned Aerial Vehicles* (UAVs). Os VANTs são definidos conforme o Departamento de Defesa (DoD) dos EUA como:

Um veículo aéreo provido de energia que não carrega um operador humano, usa forças aerodinâmicas para fornecer sustentação ao veículo, pode voar autonomamente ou ser pilotado remotamente, pode ser descartável ou recuperável e pode carregar uma carga paga letal ou não letal. Veículos balísticos ou semibalísticos, mísseis de cruzeiro e projéteis de artilharia não são considerados veículos aéreos não-tripulados (LEONARD, 2011, tradução nossa).

A aplicação de ARPs, que era majoritariamente de cunho militar desde a década de 50, tem se expandido para o mercado civil. Tarefas como observação e vigilância de campos de batalha foram substituídas por monitoramento de áreas urbanas, plantações, linhas de transmissão de energia elétrica ou simplesmente recreação, na forma de aeromodelos com sistemas de imagem. A Tabela 1.1 cita exemplos de aplicações civis de aeronaves remotamente pilotadas, entretanto existem numerosos papéis militares no Exército, Aeronáutica e Marinha.

Tabela 1.1 – Possíveis aplicações civis de aeronaves remotamente pilotadas.

(continua)

Área	Exemplo
Fotografia Aérea	Filmes cinematográficos, vídeos publicitários, etc.
Agricultura e Pecuária	Monitoramento e pulverização da colheita e monitoramento e condução de rebanho
Guarda Costeira	Procura e resgate, monitoramento do litoral e de rota marítima
Conservação	Monitoramento de poluição e de reservas naturais
Alfândega	Fiscalização de importados ilegais
Empresas de Energia Elétrica	Inspeção de linhas de força
Serviços de Incêndio e Silvicultura	Deteção de incêndio e controle de incidentes
Indústria da Pesca	Proteção da pesca
Empresas de Fornecimento de Gás e Óleo	Levantamento de terreno e segurança de dutos
Serviços da Informação	Notícias e imagens, documentários e.g. vida selvagem
Instituições de Bote Salva-vidas	Investigação, orientação e controle de incidentes

Tabela 1.1

(conclusão)

Área	Exemplo
Autoridades Locais	Identificação e controle de desastres
Serviços Meteorológicos	Amostragem e análise da atmosfera para previsão do tempo, etc.
Agências de Tráfego	Monitoramento e controle de tráfego viário
Autoridades Policiais	Procura por pessoas desaparecidas, segurança e vigilância de incidentes
Autoridades Fluviais	Monitoramento de curso e nível de rio, enchentes e controle de poluição
Organizações de Estatística	Levantamento geográfico, geológico e arqueológico
Agências Hídricas	Monitoramento de reservatório e encanamento

Fonte: (AUSTIN, 2010, tradução nossa).

Outra aplicação de destaque de ARP é como plataforma de pesquisa nos espaços acadêmico e industrial, visando desenvolver tecnologia aeronáutica e qualificação de mão-de-obra. Dois fatores podem ser considerados fundamentais: as dimensões reduzidas permitem que a aeronave seja fabricada facilmente em pequenos laboratórios e com pouco pessoal, e os custos são menores em relação ao desenvolvimento de uma aeronave tripulada.

1.1 OBJETIVOS DO TRABALHO

O objetivo principal deste trabalho é definir e implementar um método de Otimização Multidisciplinar em Projeto (MDO) em uma ferramenta de projeto conceitual de aeronaves remotamente pilotadas.

Os objetivos específicos são:

- Definir um conceito de aeronave para implementação;
- Escolher uma aplicação para estabelecer a carga útil;
- Selecionar uma linguagem de programação apropriada para o trabalho;
- Organizar um fluxograma de projeto de aeronaves remotamente pilotadas;
- Desenvolver e, se possível, validar uma ferramenta de projeto conceitual de ARPs na linguagem escolhida;

- Definir a arquitetura e desenvolver a técnica de otimização multidisciplinar mais adequada ao problema;
- Justificar o uso de otimização multidisciplinar em aeronaves remotamente pilotadas através dos resultados otimizados.

1.2 ESTRUTURA DO TRABALHO

O trabalho é composto de 5 capítulos de acordo com a descrição a seguir. No capítulo 1 é abordado o escopo do trabalho, uma breve introdução ao assunto, os objetivos e a direção que a pesquisa tomará. O capítulo 2 consiste na revisão bibliográfica, contendo os principais conceitos abordados no trabalho, dentre estes: ARPs, MDO e projeto conceitual aeronáutico. Em ARPs, são apresentadas as categorias e a regulamentação. Em MDO, é realizada uma pesquisa de trabalhos com objetivos semelhantes ou com metodologias de otimização multidisciplinar. Em projeto conceitual aeronáutico, as fases e os requisitos de projeto são delineados. O capítulo 3 apresenta a metodologia proposta para a otimização multidisciplinar em projeto conceitual de ARPs. O desenvolvimento da implementação das disciplinas é descrito no Apêndice A para posterior aplicação da técnica de otimização escolhida. O problema de otimização é montado ainda no capítulo 3, definindo as variáveis e os parâmetros de projeto, além das restrições. O capítulo 4 revela o estudo de caso e retrata os resultados do *framework* proposto para este, bem como a avaliação das variáveis de saída e do conceito otimizado encontrado. O capítulo 5 apresenta as considerações finais e as recomendações para trabalhos futuros.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Um sistema de aeronave remotamente pilotada (SARP) ou, em inglês *Remotely Piloted Aircraft System* (RPAS) ou *Unmanned Aerial System* (UAS), é composto por subsistemas, dentre eles a aeronave, a carga útil, a estação de controle, os subsistemas de decolagem e pouso, etc. A tripulação, considerada também como um subsistema das aeronaves pilotadas, é substituída por um de inteligência eletrônica e controle nas ARPs. O SARP também é parte de um ambiente global de transporte aéreo, o qual deve seguir suas regulamentações.

2.1 CATEGORIAS DE ARPS

Conforme Austin (2010), uma das possíveis classificações de SARPs é baseada na capacidade ou no tamanho do veículo aéreo, por mais que o sistema seja composto por vários elementos. Um veículo aéreo pode ser usado para diversas aplicações, o que torna a categorização nebulosa, além do fato da evolução tecnológica alterar os parâmetros de classificação. Uma das categorizações mais utilizadas é apresentada a seguir:

- HALE - *High Altitude Long Endurance*, ou seja, alta altitude e longa autonomia. Acima de 15 000 m e autonomia de mais de 24 horas. Reconhecimento de longo alcance. Veículo aéreo operado de base fixa e pode ser armado.
- MALE - *Medium Altitude Long Endurance*, ou seja, média altitude e longa autonomia. Entre 5 000 e 15 000 m e autonomia de 24 horas. Operação similar ao HALE, mas com alcance de aproximadamente 500 km.
- TUAV - *Tactical UAV* ou *Medium Range*, ou seja, VANT tático ou de alcance médio. Sistemas mais simples que o HALE e o MALE com alcance entre 100 e 300 km.
- *Close-Range UAV*, ou seja, VANT de alcance próximo. Alcance de aproximadamente 100 km e pode ser operado de base móvel. Usos civil (e.g. inspeção de linha de força) e militar (e.g. reconhecimento).
- MUAV ou Mini UAV - Alcance de aproximadamente 30 km e massa menor que 20 kg (massa máxima pode variar). Veículo aéreo capaz de ser lançado com a mão e operado de base móvel. Usos civil e militar.
- MAV ou Micro UAV - Envergadura menor que 150 mm (envergadura máxima também pode variar). Veículo aéreo lançado com a mão e de baixa velocidade para uso urbano.

- NAV - *Nano Air Vehicle*, ou seja, veículo aéreo nano. Vigilância de alcance ultracurto. Uso em enxames para confusão de radar, por exemplo.

2.2 TRABALHOS

Sobieszczanski-Sobieski e Haftka (1996) apresentaram uma extensa revisão sobre otimização multidisciplinar em projetos aeroespaciais, com foco nas múltiplas maneiras utilizadas pelos engenheiros para lidar com os principais desafios de um processo de MDO: custo computacional e complexidade organizacional. Segundo os autores, é possível identificar três categorias de problemas de MDO. A primeira inclui problemas com duas ou três disciplinas interativas, onde um único projetista consegue obter todo o conhecimento necessário. Em um nível de análise, isso pode levar à criação de uma nova disciplina responsável pela interação entre as demais envolvidas, como é o caso de aeroelasticidade ou termoelasticidade. A segunda categoria de problemas inclui trabalhos nos quais a otimização multidisciplinar de todo o sistema é executada em um nível conceitual por ferramentas de análise simples. A terceira categoria inclui problemas que focam nos desafios organizacionais e computacionais de modo a desenvolver técnicas capazes de resolvê-los.

Sobester e Keane (2006) propuseram um *framework* de projeto conceitual de UAV baseado em CAD e discutiram alguns dos potenciais desafios relacionados à fase conceitual. O fluxo de trabalho do projeto foi descrito desde o perfil da missão até o modelo estrutural, incluindo também a análise do próprio fluxo. A base do estudo de MDO foi o envelope de voo resultante da análise de desempenho da aeronave. Os resultados de 6 iterações de MDO foram atingidas combinando três valores diferentes de ângulo de torção negativo de asa e dois valores de ângulo de enflechamento, comparando as máximas deflexões de *wingtip* com as razões máximas L/D . Os autores concluíram que ferramentas de CAD comerciais (ou de "prateleira") podem ser integradas ao processo de projeto tão breve quanto a fase conceitual, fornecendo os modelos paramétricos geométricos requeridos por diversas vertentes de análises multidisciplinares.

Paulinyi (2004) desenvolveu um projeto conceitual de aeronave não tripulada utilizando técnicas de otimização multidisciplinar. Uma aeronave foi escolhida como estudo de caso para a implementação das rotinas de cálculo. A otimização analisou combinações de duas funções objetivo entre a maximização do alcance, a minimização do peso de decolagem e a maximização da velocidade de cruzeiro pelo método NBI, em inglês *Normal Boundary Intersection*. Os resultados apresentaram diversas configurações possíveis que estão na superfície de Pareto para auxiliar o projetista a encontrar uma ideal para a missão.

Landolfo (2008) delineou um projeto estrutural e aerodinâmico de um veículo aéreo não tripulado com múltiplas superfícies de sustentação. O autor investigou se um conceito

de asa não plana poderia alcançar os requisitos da missão de um VANT de reconhecimento, vigilância e aquisição de alvos. Os resultados, comparados sob diversas hipóteses relativas à equivalência entre monoplane e biplano, sugerem um potencial ganho de eficiência com a configuração de asa não planar. Entretanto, um conceito monoplane convencional é o sugerido, dadas as áreas de estudo percorridas no trabalho.

Lundstrom, Amadori e Krus (2008) propuseram um *framework* distribuído para a automação do projeto de veículos aéreos da categoria micro (MAV) (envergadura menor que 150 mm). Uma modelagem discreta de um sistema de propulsão foi combinada com um modelo paramétrico em CAD e um método de painéis para predição do desempenho aerodinâmico. A otimização do projeto foi dividida em partes sucessivas através de um algoritmo genético. A primeira parte não roda o CAD e as ferramentas de análise aerodinâmica até que a convergência seja atingida. A segunda parte usa a solução ótima encontrada anteriormente como um ponto de partida. O código roda até que a primeira e a segunda parte cheguem em um resultado satisfatório para ambas. Os autores concluíram que o *framework* é uma ferramenta útil no processo de projeto de MAV. Entretanto, é necessário assegurar que o balanço é adequado, que as restrições de tamanho são respeitadas e que o MAV possui volume o suficiente para acomodar todos os componentes desejados.

Agte et al. (2010) afirmaram que as origens da MDO foram encontradas no desenvolvimento de otimizações estruturais. A inclusão de outras disciplinas no processo foi uma evolução natural, uma vez que variáveis de aerodinâmica, propulsão e desempenho, por exemplo, estão intrinsecamente relacionadas à eficiência estrutural. Os processos iniciais foram desenvolvidos de modo sequencial, onde as variáveis e as funções objetivo não estavam acopladas. Em seguida, foi possível avaliar um único bloco de otimização com o maior nível de acoplamento entre as disciplinas possível.

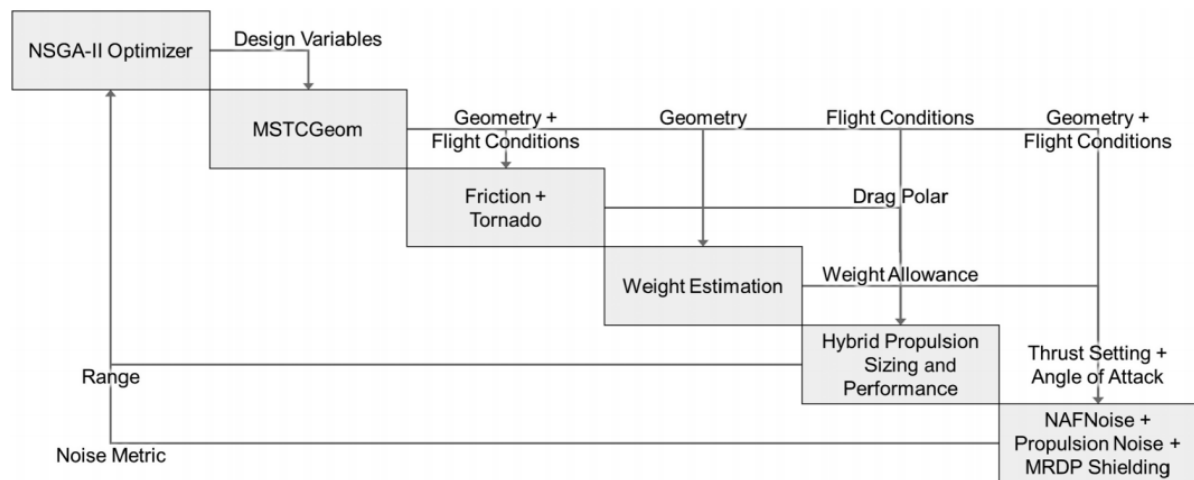
Martins e Lambe (2013) realizaram uma extensa pesquisa sobre as arquiteturas de MDO, dividindo-as em monolíticas (um único problema a ser resolvido) e distribuídas (um problema é dividido em múltiplos subproblemas). Uma descrição unificada, com terminologia, notação matemática e desenvolvimento de diagrama, foi apresentada de modo a comparar os benefícios e as desvantagens de cada categoria. O trabalho é uma ferramenta poderosa para encontrar a arquitetura mais adequada ao problema de otimização em estudo.

Elmendorp, Vos e Rocca (2014) desenvolveram um método de projeto conceitual e análise de aeronaves convencionais e não-convencionais. Inicialmente, os requisitos de alto nível (TLRs) em combinação com uma determinada configuração e objetivo são traduzidos em uma primeira estimativa da geometria da aeronave e dos indicadores de desempenho. Um gerador multi modelo completamente parametrizado fornece dados de entrada para as análises disciplinares, entre elas, peso, aerodinâmica, dimensionamento do trem de pouso, motor e custo. A verificação da ferramenta foi feita comparando os da-

dos de saída da rotina de uma aeronave de configuração convencional com outra aeronave referência com TLRs semelhantes, gerando porcentagens de erro satisfatórias. Os autores também analisaram quatro configurações diferentes demonstrando a variedade das configurações que podem ser projetadas e analisadas e a validade da comparação.

Bryson et al. (2016) apresentaram uma análise e uma otimização multidisciplinar do projeto de sistemas aéreos não tripulados pequenos (SUASs), incluindo análise de ruído. As ferramentas implementadas e suas interações estão ilustradas na Figura 2.1. Um algoritmo genético não dominante multiobjetivo (NSGA-II) foi utilizado para encontrar o espaço de Pareto maximizando o alcance e minimizando o ruído da aeronave. Dentre as variáveis de projeto estão a área da asa, o alongamento, a razão de afilamento, o arqueamento máximo do perfil e sua localização, além da espessura máxima do perfil. As restrições foram o ângulo de ataque, o peso do sistema de propulsão, do combustível e a tração requerida. O estudo forneceu uma fidelidade razoável para as fases de projeto conceitual a preliminar e ratificou a integração do ruído como uma disciplina do nível conceitual.

Figura 2.1 – Ferramentas de análise e projeto implementadas, além das conexões lógicas da análise multidisciplinar por Bryson et al. (2016).



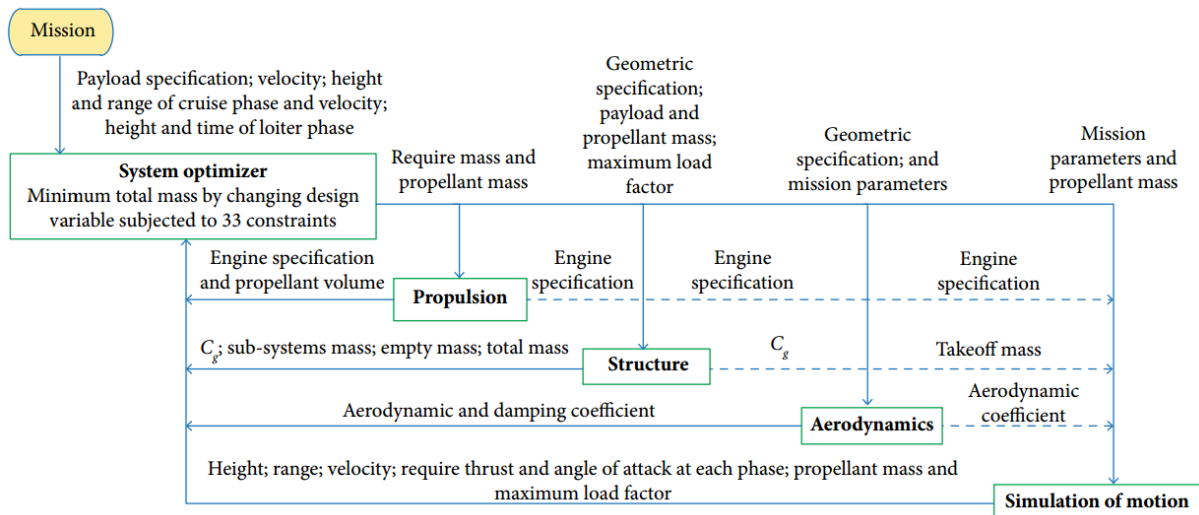
Fonte: (BRYSON et al., 2016).

Johansson (2016) realizou um estudo preliminar para o desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado para uso como plataforma de pesquisa em aeroelasticidade. O autor criou um conceito de aeronave de asa fixa, parametrizado em um *software* de desenho 3D, seguindo a metodologia de projeto proposta por Romano (2003). O resultado foi um VANT de 1,7 kg de massa e de 1,45 m de envergadura capaz de alojar os componentes relativos às análises aeroelásticas das asas em voo.

Hosseini, Nosratollahi e Sadati (2017) aplicaram um método de desacoplamento de *Uncertainty-based Multidisciplinary Design Optimization* (UMDO) em projeto de veículos aéreos não tripulados, usando algoritmo genético e programação quadrática sequencial (SQP). A Figura 2.2 apresenta o algoritmo de otimização multidisciplinar do projeto do

VANT na estrutura *Multiple Discipline Feasible* (MDF). O otimizador é localizado no nível do sistema, no qual os parâmetros (variáveis) de projeto (total de 37) são encontrados de forma que, observando as restrições do problema (total de 33), o critério de otimização (massa total do VANT) seja mínimo. Para fornecer um algoritmo ausente de incertezas, foi necessário identificar as fontes duvidosas dos parâmetros, por exemplo, o consumo de combustível e os coeficientes aerodinâmicos. Então, o método proposto pelos autores foi aplicado ao estudo de caso, gerando um aumento na função objetivo do problema (massa). Esse resultado foi justificado como uma saída do algoritmo para compensar a probabilidade de falha e elevar a chance de sucesso para 100%.

Figura 2.2 – Estrutura *Multiple Discipline Feasible* (MDF) da otimização multidisciplinar do projeto de VANTs por Hosseini, Nosratollahi e Sadati (2017).

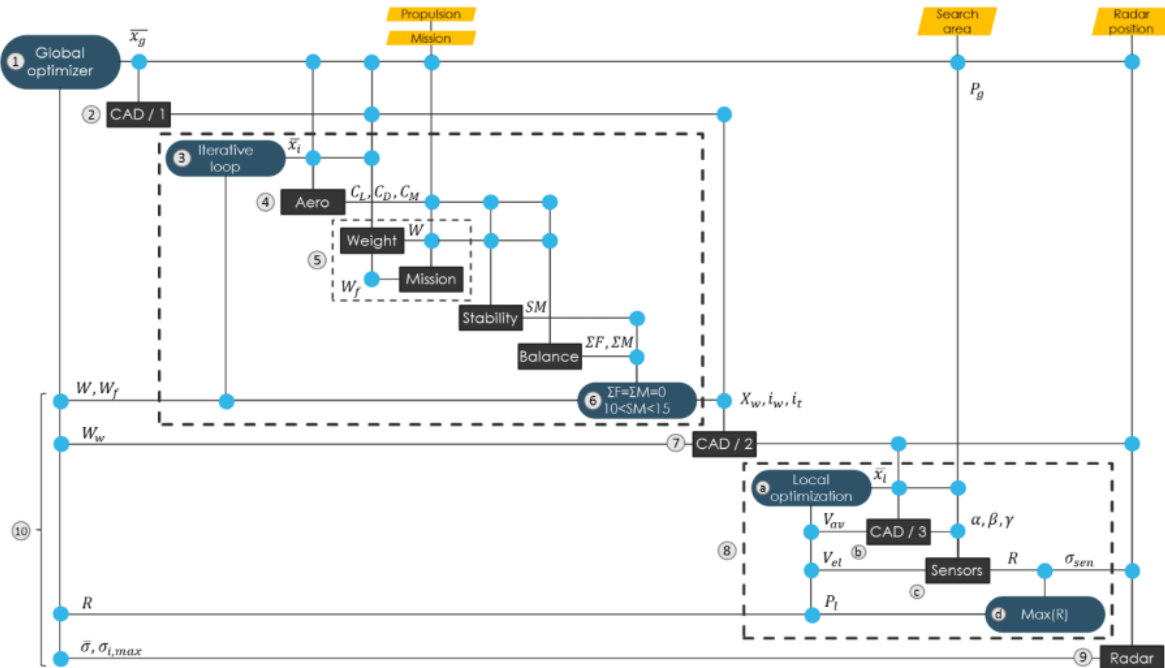


Fonte: (HOSSEINI; NOSRATOLLAHI; SADATI, 2017).

Papageorgiou, Ölvander e Amadori (2017) desenvolveram um *framework* de MDO aplicado ao projeto de VANT com foco em assinatura de radar e desempenho de sensor considerando também a trajetória de voo. O problema de otimização do caso de estudo visou melhorar o desempenho da aeronave em uma missão específica enquanto simultaneamente considerava a eficiência dos sistemas de vigilância e furtividade. A função objetivo é expressa como uma soma de três valores de mérito relacionados aos requisitos críticos de projeto, especialmente, missão, assinatura de radar e desempenho de sensor. Um dos objetivos era a minimização do peso máximo de decolagem (MTOW), uma vez que esse resultado fornece uma visão geral razoável do desempenho de voo e dos custos de produção e operação. O *framework* proposto levou em conta a geometria da aeronave, a aerodinâmica, o equilíbrio (balanço), estabilidade e a simulação da missão. A solução foi encontrada implementando uma arquitetura de decomposição *single* e *multi-level*. A otimização multidisciplinar e a análise de *framework* apresentaram um aumento de nível potencial a significativo do desempenho do projeto quando os requisitos de missão, furtivi-

dade e vigilância foram considerados.

Figura 2.3 – Arquitetura de decomposição do problema de otimização por Papageorgiou, Ölvander e Amadori (2017).



Fonte: (PAPAGEORGIU; ÖLVANDER; AMADORI, 2017).

Analisando as referências citadas acima, trabalhos como Landolfo (2008) e Johanson (2016) elucidam as dificuldades encontradas durante o processo de projeto de aeronaves remotamente pilotadas, devido à falta de disponibilidade e/ou confiabilidade de regressões históricas e coeficientes de projeto. As potenciais consequências das decisões iniciais de projeto feitas com informações insuficientes incluem oportunidades perdidas de melhorar o desempenho do veículo e custos excedentes para alcançar os requisitos desejados e corrigir defeitos de projeto, segundo Bryson et al. (2016).

A dependência entre os requisitos da missão e a metodologia adotada durante o processo de projeto e de otimização é explícita, de tal forma que pode justificar ou não o uso de determinados métodos e verificar com sucesso ou não a ferramenta desenvolvida. Conforme Martins e Lambe (2013), existem diversas arquiteturas disponíveis para problemas de otimização e elas devem ser explicitadas em forma de diagrama como nas Figuras 2.1, 2.2 e 2.3. É notório que as disciplinas relativas à aeronavegabilidade recebem o foco principal de um *framework* de otimização como propulsão, estruturas, aerodinâmica, peso e estabilidade, negligenciando aquelas fora da área aeronáutica. Hosseini, Nosratollahi e Sadati (2017) e Papageorgiou, Ölvander e Amadori (2017) integraram disciplinas não convencionais como ruído e assinatura de radar, respectivamente, ao *framework*, demonstrando o potencial de uma arquitetura abrangente e integrada em processo de otimização durante a fase conceitual do projeto de uma aeronave.

2.3 REGULAMENTAÇÃO

Conforme a Convenção de Chicago da Organização Internacional de Aviação Civil (ICAO, 1944), as aeronaves remotamente pilotadas foram inicialmente designadas em inglês como *pilotless aircraft*, ou seja, aeronaves sem piloto. Segundo a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), o termo "drone" é usado popularmente para descrever qualquer aeronave - e até mesmo outros tipos de veículos - com alto grau de automatismo. De uma forma geral, toda aeronave "drone" é um aeromodelo (se a finalidade for recreação) ou uma aeronave não tripulada remotamente pilotada (se a finalidade for diversa de recreação).

De acordo com o Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA, 2015), a premissa básica principal é a de que o veículo aéreo é uma aeronave e, dessa forma, para voar no espaço aéreo sob responsabilidade brasileira, deve seguir a regulamentação estabelecida pelas autoridades competentes. Publicações como o Regulamento Brasileiro da Aviação Civil Especial RBAC-E no. 94 (Requisitos Gerais para Aeronaves não Tripuladas de Uso Civil) da ANAC (2017) e a da Instrução do Comando da Aeronáutica ICA 100-40 (Sistemas de Aeronaves Remotamente Pilotadas e o Acesso ao Espaço Aéreo Brasileiro) do DECEA (2015) devem ser adicionadas ao projeto para o andamento legal do mesmo, além da IS N 21-002 (Emissão de Certificado de Autorização de Voo Experimental para veículos aéreos não tripulados) da ANAC (2012).

O projeto de aeronaves tripuladas é prescrito mundialmente pela *Federal Aviation Regulations (FAR) Part 23 Airworthiness standards: Normal, utility, acrobatic and commuter category airplanes*. Essa não é a regulamentação oficial para aeronaves remotamente pilotadas, mas pode ser enquadrada para tal.

2.4 FASES DE PROJETO

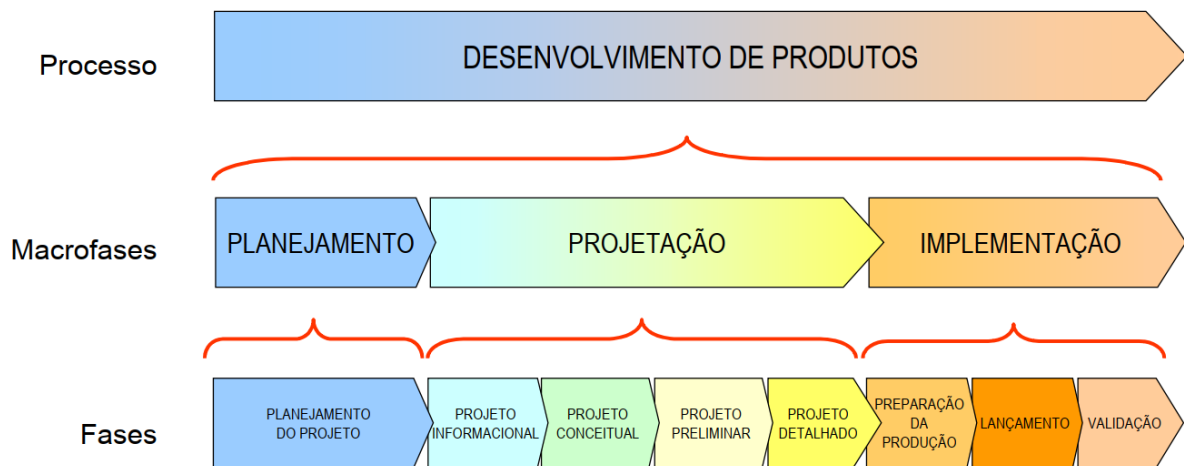
Segundo PMI (2000 apud ROMANO, 2003), o ciclo de vida do projeto é formado pelo agrupamento das fases do projeto, divididas de formas diferentes segundo diversos autores. Sobre a visão geral do processo de desenvolvimento de produtos, existe o processo de desenvolvimento do produto e também as etapas de pré e pós-desenvolvimento do produto.

A etapa de pré-desenvolvimento de produto é responsável por levantar informações sobre as oportunidades de mercado, as mudanças competitivas, as possibilidades técnicas e os requisitos de produção. Estes elementos, uma vez combinados, definem o conceito do produto, as metas de mercado, o nível desejado de desempenho, os investimentos requeridos e o impacto financeiro do desenvolvimento.

O processo de desenvolvimento de produto pode ser dividido em três macro fases: planejamento do projeto, elaboração do projeto, a qual inclui os projetos do produto e do

processo de manufatura e também é chamada de projeção, e implementação, conforme Figura 2.4.

Figura 2.4 – Macro fases e fases do processo de desenvolvimento de produtos.



Fonte: (ROMANO, 2003).

A elaboração do projeto inclui as fases de projeto informacional, conceitual, preliminar e detalhado. O propósito da primeira fase é o estabelecimento das especificações de projeto do produto a ser desenvolvido, isto é, o conjunto de requisitos do produto capazes de preencher a necessidade/oportunidade identificada na fase anterior. Na segunda fase, o objetivo é o desenvolvimento de concepções alternativas de produto que atendam à resolução do problema. Na terceira fase, é realizada a definição da configuração (*layout*) do produto, viabilizada técnica e economicamente. A quarta fase é responsável pelo seu detalhamento final, incluindo documentação meticulosa do produto e do processo de manufatura (informações técnicas com a definição de sistemas, subsistemas e componentes do produto e processo de produção/montagem).

A implementação pode ser dividida em preparação da produção, a qual engloba a produção piloto, lançamento do produto no mercado e o encerramento ou validação do projeto.

A etapa de pós-desenvolvimento é responsável pelo uso do produto e retirada do mercado, conforme Wheelwright e Clark (1992 apud ROMANO, 2003).

2.5 REQUISITOS DE PROJETO

Conforme Sadraey (2012), as necessidades do cliente devem ser traduzidas em requisitos de projeto, que incluem os requisitos do cliente e os de engenharia. Os requisitos do cliente se referem aos objetivos articulados por ele. Os requisitos de engenharia se

referem a parâmetros de projeto e de desempenho que favorecem o cumprimento dos requisitos do cliente. A engenharia de sistemas é fundamental nesse processo, porque, como os requisitos de projeto são uma formalização de todas as características básicas que envolvem o projeto de uma aeronave, se eles não estiverem bem definidos, erros crassos de projeto podem ocorrer.

Missão

A missão define a carga que será transportada (câmeras de vídeo, por exemplo), em uma determinada velocidade e alcance, utilizando determinado tipo de motor.

Análise Funcional

A análise funcional realiza a tradução dos requisitos do sistema em critérios detalhados de projeto e a subsequente identificação dos recursos necessários para a operação do sistema e suporte. Um exemplo de critérios funcionais em projeto de ARPs é apresentado a seguir.

1. Massa máxima em quilogramas;
2. Envergadura máxima em metros;
3. Altitude de operação em metros;
4. Autonomia em minutos;
5. Alcance em metros;
6. Volume interno da fuselagem em metros cúbicos;
7. Lançamento com a mão pelo operador;
8. Recuperação por *belly landing*.

3 METODOLOGIA PROPOSTA

Esse trabalho visa desenvolver uma ferramenta de projeto conceitual de aeronaves remotamente pilotadas integrada com um algoritmo de otimização. A aeronave é da categoria MUAV ou Mini UAV, conforme classificação apresentada por Austin (2010), com um alcance máximo de aproximadamente 30 km e uma massa menor que 20 kg (massa máxima pode variar). O lançamento pode ser feito com a mão e a operação realizada de uma base móvel. A configuração da aeronave é a convencional *tube-and-wing* com uma empenagem também convencional (T invertido), visando, em um primeiro momento, comparar a aeronave com as demais existentes no mercado.

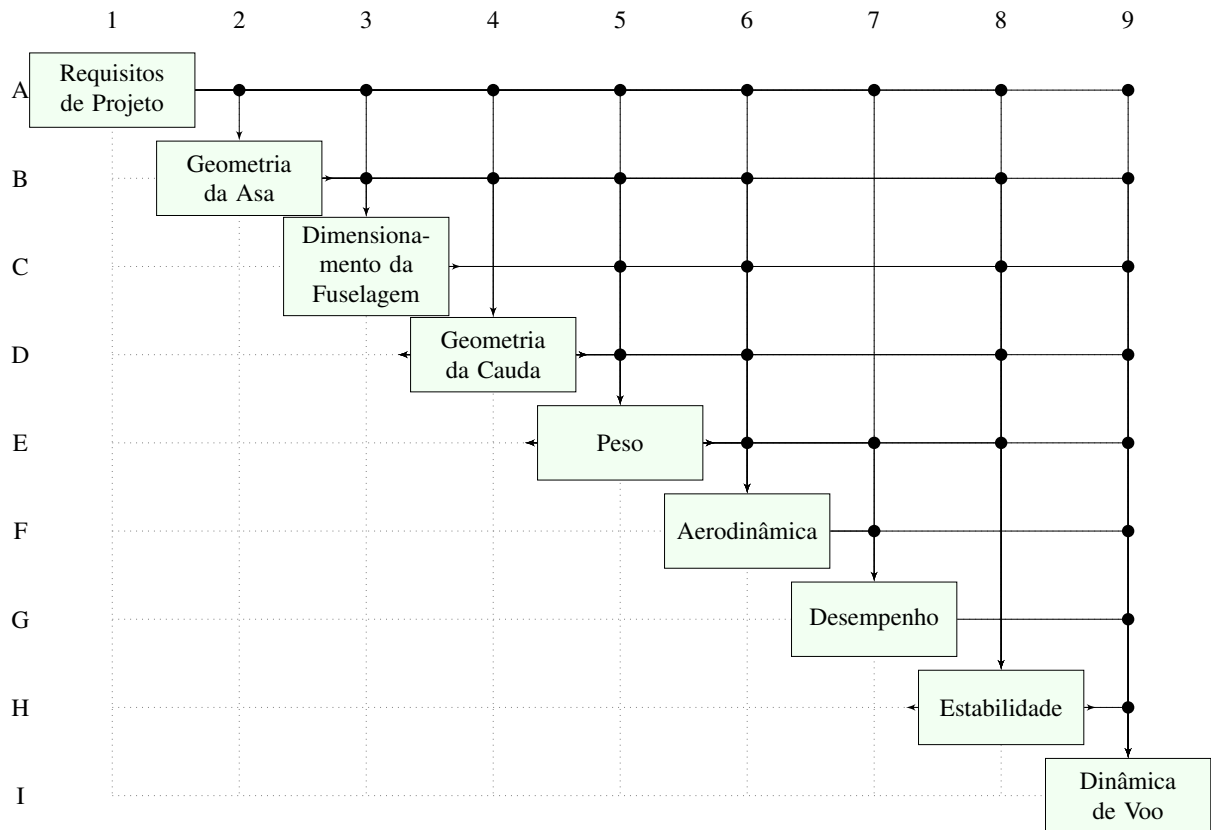
O primeiro passo para desenvolver a ferramenta de projeto conceitual é delinear de forma clara os objetivos dessa fase, conforme Seção 2.4. Então, é necessário organizar um *framework* de projeto para alcançar um conceito viável que esteja de acordo com os requisitos da missão expostos conforme Seção 2.5. A estrutura do *framework* depende do processo de projeto conceitual de aeronaves remotamente pilotadas, o qual diverge em parte do projeto de aeronaves comerciais e é desenvolvido na Seção 3.1. Ele pode ser expresso no formato de um diagrama de blocos relacionando as diversas disciplinas abordadas no projeto de aeronaves, como aerodinâmica, peso e estabilidade. Após implementar este diagrama na linguagem de programação escolhida, é interessante que o código seja validado para que não seja exclusivo de um estudo de caso apenas. Dessa forma, o método de otimização multidisciplinar já pode ser aplicado (Seção 3.2), definindo inicialmente as variáveis de projeto, a função objetivo e as restrições conforme organização do problema de otimização desenvolvida na Seção 3.3. Por fim, a comparação entre os conceitos encontrados é realizada para medir os impactos do processo de MDO tanto no resultado final quanto no tempo/custo operacional.

3.1 PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVE REMOTAMENTE PILOTADA

O projeto de aeronaves não tripuladas difere das tripuladas, uma vez que a fonte de informações, regressões históricas e coeficientes de projeto não estão disponíveis ou não são confiáveis (GUNDLACH, 2012, tradução nossa). As principais disciplinas do projeto aeronáutico são analisadas com base em Roskam (1985) e Gudmundsson (2014): aerodinâmica, peso, desempenho, estabilidade e dinâmica de voo. Essas disciplinas podem ser organizadas em um diagrama de projeto $N \times N$, conforme apresentado em Hammond (2001), de modo a delinear as entradas e as saídas relativas à cada uma das funções de projeto/disciplina e também entre elas. Essa abordagem permite um *framework* multidisciplinar e integrado com uma convergência no projeto de diferentes subsistemas. O

diagrama de blocos do projeto conceitual de uma aeronave remotamente pilotada é apresentado na Figura 3.1.

Figura 3.1 – Diagrama de projeto de aeronaves remotamente pilotadas.



Fonte: Autora.

O primeiro bloco do diagrama representa os requisitos de projeto referentes à missão. O segundo, o terceiro e o quarto bloco delineiam a geometria da asa, da fuselagem e da cauda, respectivamente. Em seguida, os sistemas de propulsão e de controle de voo são avaliados. Logo após, as estimativas de peso e propriedades de massa baseadas nas posições previstas dos componentes são determinadas. Em seguida, o estudo aerodinâmico das características geométricas pode ser realizado no sexto bloco. O bloco de desempenho simula as características da missão da aeronave como alcance e autonomia. O bloco de estabilidade é responsável por determinar as derivadas de estabilidade da aeronave, para que o próximo bloco de dinâmica de voo calcule uma situação de equilíbrio e estime se a aeronave é dinamicamente estável.

Na Figura 3.1, na parte superior e inferior da diagonal, as colunas representam as entradas dos blocos e as linhas, as saídas. Cada linha que apresenta um nó representa que aquele bloco referente à linha envia entradas para o bloco da coluna.

Uma descrição detalhada das rotinas de cálculo das disciplinas é apresentada no Apêndice A. As metodologias das rotinas de geometria da asa, dimensionamento da fuselagem, geometria da cauda, propulsão, controle de voo, estimativa de peso, aerodinâmica,

desempenho, estabilidade e dinâmica de voo são desenvolvidas em Python de forma modular. A ferramenta foi implementada em Python, devido à utilização dessa linguagem em laboratórios de MDO como o da Universidade de Michigan, fundado pelo Prof. Martins em 2002.

3.2 OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR EM PROJETO

A técnica de Otimização Multidisciplinar em Projeto (MDO) foi desenvolvida para sistemas de engenharia complexos envolvendo múltiplas disciplinas ou subsistemas. Basicamente, o espaço de projeto é explorado de modo que as variáveis de interesse sofram variações sob as restrições, simultânea e automaticamente, até que um ponto de projeto otimizado seja encontrado.

Conforme Agte et al. (2010), a formulação genérica de uma programação não linear, em inglês *Nonlinear Programming*, de otimização pode ser escrita como

$$\begin{aligned}
 \min \quad & f(\mathbf{x}, \mathbf{p}) \\
 \mathbf{x} = & [x_1, \dots, x_n]^T, \quad \mathbf{p} = [p_1, \dots, p_m]^T \\
 x_{i,L.B.} \leq & x_i \leq x_{i,U.B.}, \quad i = 1, 2, \dots, n \\
 s.t. \quad & \\
 \mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{p}) < & 0, \quad \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{p}) = 0,
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

onde f é a função objetivo, \mathbf{x} é um vetor com n variáveis de projeto com limites inferiores e superiores, \mathbf{p} é um vetor de parâmetros fixos que influenciam o comportamento do sistema, porém não podem ser escolhidos livremente (propriedades de material, condições de operação, etc), e \mathbf{g} e \mathbf{h} são vetores de restrições de desigualdade e igualdade, respectivamente. A maximização da função objetivo é equivalente à minimização de $-f(\mathbf{x}, \mathbf{p})$.

Conforme Martins e Lambe (2013), uma das considerações mais importantes ao implementar uma MDO é como organizar os modelos de análise das disciplinas, os modelos de aproximação (se existirem) e a técnica de otimização em concordância com a formulação do problema de modo a atingir o projeto mais próximo do ótimo. A arquitetura de MDO é a combinação da formulação do problema com a estratégia organizacional. Ela permite identificar como os diferentes modelos são interligados e como o problema de otimização global é solucionado. A arquitetura pode ser monolítica, na qual um problema de otimização único é resolvido, ou distribuída, onde o problema é dividido em múltiplos subproblemas com suas variáveis e restrições.

A função objetivo e as restrições, em geral, dependem das variáveis de projeto e das saídas das análises das disciplinas. Enquanto essa interdependência é ignorada na otimização monodisciplinar (paralela ou sequencial), considerar essa característica aumenta o nível de precisão da representação do comportamento do sistema. Por essa

razão, a determinação da arquitetura de MDO mais eficiente para a classe do problema é tão importante. Como uma técnica de projeto, o nível de confiança é maior quando mais de uma arquitetura de MDO é testada. Geralmente, a arquitetura mais apropriada depende da natureza do problema e o tempo/habilidade para encontrá-la, da experiência do grupo de projetistas.

Segundo Yang (2010), os algoritmos de otimização podem ser dividido em duas categorias: determinísticos e estocásticos. Existem dois métodos determinísticos básicos de otimização: aqueles que utilizam gradiente (*gradient-based*) e aqueles que não utilizam (*gradient-free*). Os métodos de otimização baseados em gradiente, como o método de Newton e o de gradiente conjugado, exigem que as funções objetivo e as restrições sejam diferenciáveis. Quando as derivadas de primeira ordem não existem ou não são bem definidas, métodos que não utilizam gradiente como Nelder-Mead *downhill simplex* podem ser utilizados. Entretanto, esses métodos são muito sensíveis ao ponto de partida, o que pode levar a um mínimo local ou até mesmo à falha do algoritmo se o ponto de partida for muito distante do mínimo.

Algoritmos heurísticos e meta-heurísticos são tipos de algoritmos estocásticos de otimização. Eles são desenvolvidos para lidar com o número astronômico de combinações possíveis do espaço de projeto de acordo com o número de variáveis consideradas. A maioria destes algoritmos são baseados no comportamento evolucionário dos sistemas naturais (*nature-inspired*). Os algoritmos meta-heurísticos podem ser divididos naqueles baseados em população ou em trajetória. Os algoritmos meta-heurísticos modernos para otimização de problemas de engenharia baseados em população incluem algoritmos genéticos (GA), otimização por enxame de partículas, em inglês *particle swarm optimization* (PSO), entre outros. Um exemplo de algoritmo meta-heurístico baseado em trajetória é o recozimento simulado, em inglês *simulated annealing* (SA).

A otimização pode ser mono ou multiobjetiva. As funções objetivo de uma otimização do tipo multi podem ser conflitantes, o que exige uma solução de compromisso entre as partes.

3.2.1 Otimização por Enxame de Partículas (PSO)

A otimização por enxame de partículas foi desenvolvida por Kennedy e Eberhart em 1995, baseada no comportamento coletivo de sistemas naturais, segundo Yang (2010). O algoritmo explora o espaço de projeto da função objetivo ajustando as trajetórias dos agentes individuais, chamados de partículas, de modo que essas trajetórias formem caminhos de uma maneira quasi-estocástica. O movimento de uma partícula do enxame consiste em duas componentes: uma estocástica e outra determinística. Cada partícula é atraída para a posição do melhor global atual g^* e para sua própria melhor posição atual x_i^* , enquanto

apresenta tendência de movimento randômico.

Quando a partícula encontra uma posição melhor que qualquer uma das posições encontradas anteriormente, o algoritmo atualiza o valor da melhor posição para o da partícula i . Existe um melhor atual para todas as n partículas em qualquer tempo t durante as iterações. O objetivo é encontrar o melhor global entre todas as melhores soluções até que a função objetivo se mantenha constante ou depois de um certo número de iterações.

O vetor posição \mathbf{x}_i e velocidade v_i da partícula i são utilizados para determinar o novo vetor velocidade como

$$v_i^{t+1} = v_i^t + \alpha \epsilon_1 \odot [\mathbf{g}^* - \mathbf{x}_i^t] + \beta \epsilon_2 \odot [\mathbf{x}_i^* - \mathbf{x}_i^t], \quad (3.2)$$

onde ϵ_1 e ϵ_2 são dois vetores randômicos que variam entre 0 e 1. O produto Hadamard de duas matrizes $\mathbf{u} \odot \mathbf{v}$ é definido como o produto elemento a elemento, isto é, $[\mathbf{u} \odot \mathbf{v}]_{ij} = u_{ij}v_{ij}$. Os parâmetros α e β são constantes de aceleração e podem ser aproximados por $\alpha \approx \beta \approx 2$.

As posições iniciais de todas as partículas devem ser distribuídas uniformemente de forma que todo o espaço seja explorado. A velocidade inicial de uma partícula pode ser tomada como nula $v_i^{t=0} = 0$. Assim, a nova posição é atualizada como

$$\mathbf{x}_i^{t+1} = \mathbf{x}_i^t + v_i^{t+1}. \quad (3.3)$$

A ideia geral do algoritmo do PSO sem restrição é descrita abaixo.

Inicializar as posições \mathbf{x}_i das n partículas

Avaliar a função objetivo $f(\mathbf{x})$, $\mathbf{x} = (x_1, \dots, x_p)^T$

Localizar \mathbf{g}^* por meio do $\min\{f(\mathbf{x}_1), \dots, f(\mathbf{x}_n)\}$ no instante $t = 0$

while (critério de parada)

$t = t + 1$ (Contador de iterações)

for loop entre todas as n partículas e as dimensões p

Gerar velocidade v_i^{t+1} (Eq. (3.2))

Calcular novas posições \mathbf{x}_i^{t+1} (Eq. (3.3))

Avaliar a função objetivo nas novas localizações \mathbf{x}_i^{t+1}

Encontrar o melhor atual para cada partícula \mathbf{x}_i^*

end for

Encontrar o melhor global atual \mathbf{g}^*

end while

Exibir resultados de saída \mathbf{x}_i^* e \mathbf{g}^*

A otimização por enxame de partículas com restrições pode ser realizada de diversas formas. A implementação direta mais simples de um problema com restrições é

verificar se todas as novas posições das partículas satisfazem todas as restrições. As novas posições são descartadas se as restrições não são respeitadas e são substituídas por outras posições recém geradas até que todas as restrições sejam satisfeitas. Então, as novas soluções são avaliadas usando o método de PSO padrão. Se o objetivo é maximizar $f(\mathbf{x})$ sujeito a uma restrição $g(\mathbf{x}_i) \leq 0$, durante o PSO padrão, as novas localizações \mathbf{x}_i das n partículas são verificadas a cada iteração de forma que $g(\mathbf{x}_i) \leq 0$. Se qualquer \mathbf{x}_i não respeitar a restrição, então ela é substituída por uma nova localização diferente $\bar{\mathbf{x}}_i$ que satisfaz a restrição.

Uma outra maneira de implementar um PSO com restrição, é transformá-lo em um problema sem restrição por meio de métodos de penalização (ou penalidade) ou multiplicadores de Lagrange. Usando um parâmetro de penalização $\lambda \gg 1$, a nova função objetivo pode ser dada por

$$\Psi(\mathbf{x}, v) = \lambda f(\mathbf{x}), \quad (3.4)$$

onde

$$\lambda = e^{|g(\mathbf{x})|}. \quad (3.5)$$

As funções de penalização são todas inicializadas com valor 1. Caso a restrição não seja respeitada, elas são calculadas como uma exponencial da variável analisada pela condição, conforme Eq. (3.5). Assim, a função objetivo é multiplicada pelos valores das funções de penalização, ou seja, ela é igual a ela mesma quando todas as restrições são respeitadas. O fator de penalidade deve ser sensível à variação da restrição para auxiliar o algoritmo a seguir na direção do menor valor da função objetivo. Para qualquer valor fixo de λ que irá determinar a precisão das soluções correspondentes, otimiza-se Ψ como um problema de otimização sem restrição padrão.

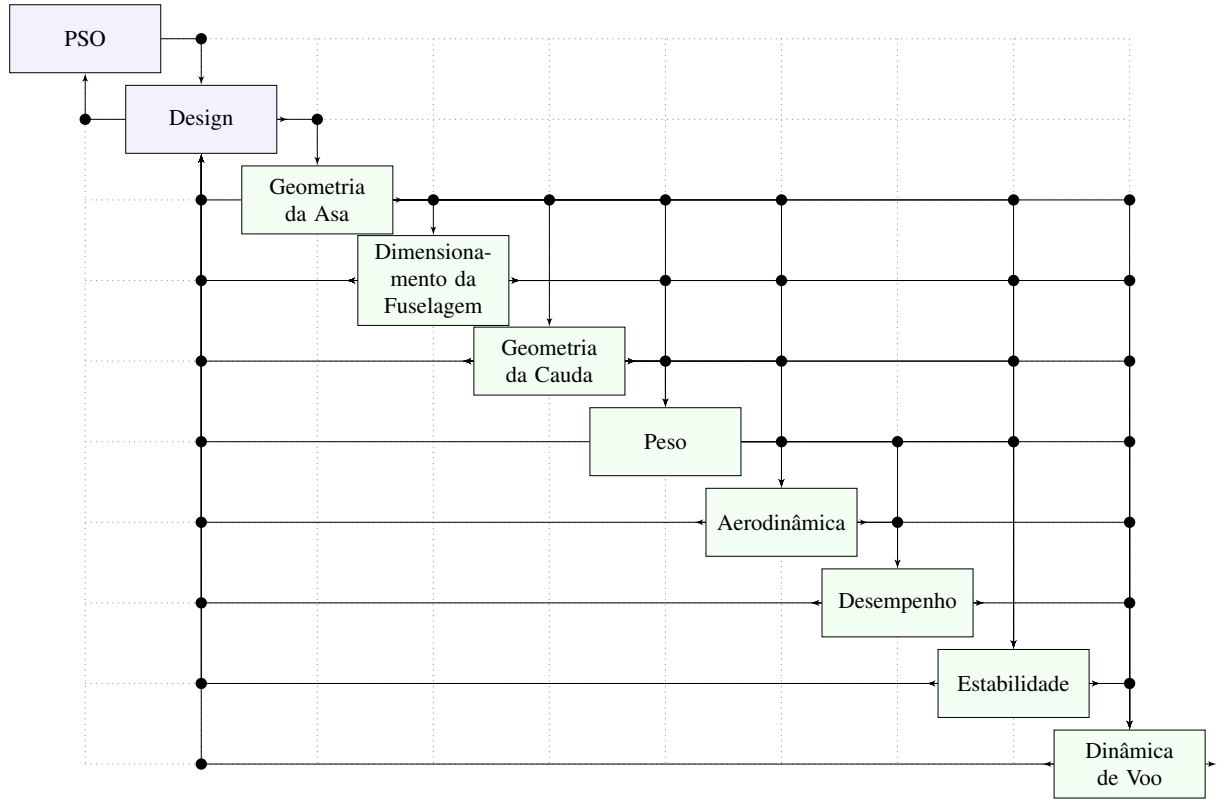
A técnica de PSO apresenta fácil implementação e resultados satisfatórios para o estudo que a autora deseja realizar.

3.3 DEFINIÇÃO DO PROBLEMA DE OTIMIZAÇÃO

O presente trabalho propõe uma otimização mono objetiva com restrições utilizando a técnica de otimização por enxame de partículas (PSO) em uma arquitetura *Multidisciplinary Feasible* (MDF). O programa é organizado conforme a Figura 3.2.

A função objetivo do problema de otimização pode ser escolhida de acordo com a meta do usuário, por exemplo, minimizar a massa ou maximizar a autonomia de voo. O presente trabalho visa minimizar a massa total da aeronave, entretanto, como o sistema de propulsão e controle é fixo, o foco torna-se a massa estrutural da ARP.

Figura 3.2 – Diagrama de otimização da ferramenta de projeto integrada com PSO.



O problema de otimização deve ser montado conforme a formulação apresentada na Eq. (3.1), resultando em

$$\begin{aligned}
 \min \quad & f(\mathbf{x}, \mathbf{p}) = M_{Tot} \\
 \mathbf{x} = & \left[AR \quad S \quad \lambda \quad \Lambda_{LE} \quad \frac{x_{rw}}{l_{fus}} \quad \lambda_{fus} \quad AR_{HT} \quad AR_{VT} \quad \frac{l_{HT}}{\bar{c}} \right]^T, \\
 \mathbf{p} = & [H \quad V \quad V_{HT} \quad V_{VT} \quad \lambda_{HT} \quad \lambda_{VT} \quad Vol_{fus} \quad M_{PL} \quad \dots]^T \\
 & x_{i,L.B.} \leq x_i \leq x_{i,U.B.}, \quad i = 1, 2, \dots, 9 \\
 s.t. \quad & C_{m_\alpha} < 0, \\
 & C_{n_\beta} > 0, \\
 & 12,5\% < SM < 17,5\%, \\
 & \lambda_{long} < 0 \quad e \quad \lambda_{lat} < 0.
 \end{aligned} \tag{3.6}$$

O vetor \mathbf{x} de variáveis de projeto do problema em questão é dado na Tabela 3.1. A maioria das variáveis de projeto se refere à geometria da asa, que é a superfície de sustentação principal da aeronave.

Tabela 3.1 – Variáveis de projeto do problema de otimização proposto.

Área/Nº	Variável de Projeto	Símbolo
Asa		
1	Alongamento da asa	AR
2	Área em planta da asa	S
3	Razão de afilamento da asa	λ
4	Ângulo de enflechamento do bordo de ataque da asa	Λ_{LE}
5	Posição da raiz da asa em relação ao comprimento da fuselagem	x_{rw}/l_{fus}
Fuselagem		
6	Razão de esbeltez da fuselagem	λ_{fus}
Empenagens		
7	Alongamento da empenagem horizontal	AR_{HT}
8	Alongamento da empenagem vertical	AR_{VT}
9	Distância entre 1/4 da c_{MGC} da asa e da empenagem horizontal sobre o eixo x em relação à corda \bar{c}	l_{HT}/\bar{c}

Fonte: Autora.

O vetor p de parâmetros de projeto do problema em questão é dado na Tabela 3.2. O vetor p leva em conta uma quantidade considerável de parâmetros principalmente referentes à geometria da empenagem, aerodinâmica, propulsão e materiais.

Tabela 3.2 – Parâmetros de projeto do problema de otimização proposto.

		(continua)
Área/Nº	Parâmetro de Projeto	Símbolo
Geometria da Cauda		
1	Raio do cone de cauda	r_{TB}
2	Espessura do cone de cauda	t_{TB}
3	Coeficiente de volume da empenagem horizontal	V_{HT}
4	Coeficiente de volume da empenagem vertical	V_{VT}
5	Razão de afilamento da empenagem horizontal	λ_{HT}
6	Razão de afilamento da empenagem vertical	λ_{VT}
7	Ângulo de enflechamento do bordo de ataque da empenagem horizontal	$\Lambda_{LE_{HT}}$
8	Ângulo de enflechamento do bordo de ataque da empenagem vertical	$\Lambda_{LE_{VT}}$
Fuselagem		
9	Espessura da fuselagem	t_{fus}
10	Volume da fuselagem	Vol_{fus}

Tabela 3.2

		(conclusão)
Área/Nº	Parâmetro de Projeto	Símbolo
Aerodinâmica		
11	Altitude de operação	H
12	Velocidade de cruzeiro	V_{∞}
13	Posição em porcentagem da semi-envergadura da borda interna do aileron	η_{ia}
14	Posição em porcentagem da semi-envergadura da borda externa do aileron	η_{oa}
15	Razão entre a pressão dinâmica na HT e a de escoamento livre	η_{HT}
16	Razão entre a pressão dinâmica na VT e a de escoamento livre	η_{VT}
17	Perfil aerodinâmico da asa	
18	Perfil aerodinâmico das empenagens	
Propulsão		
17	Diâmetro da hélice	d_{Prop}
18	Massa do ESC	M_{ESC}
19	Massa do motor	M_{Mot}
20	Potência máxima do motor	P_{Mot}
21	Eficiência da hélice	η_{Prop}
22	Eficiência do sistema de propulsão	η_{Tot}
Controle de Voo		
23	Capacidade da bateria	C_{Bat}
24	Massa do piloto automático	M_{AP}
25	Massa da bateria	M_{Bat}
26	Massa dos servomotores das superfícies móveis	M_{Srv}
27	Parâmetro de descarga da bateria	n_{Bat}
28	Tempo de descarga no qual a capacidade da bateria foi determinada	Rt
29	Voltagem da bateria	$Volt_{Bat}$
Materiais		
30	Razão entre o volume preenchido com o material e o total do componente	F_{Fill}
31	Densidade do material 1	ρ_{Mat1}
32	Densidade do material 2	ρ_{Mat2}
Carga Útil		
33	Massa da carga útil	M_{PL}

As restrições são dadas na Tabela 3.3. As restrições são dadas em função de critérios de estabilidade.

Tabela 3.3 – Restrições do problema de otimização proposto.

Nº	Restrição	Equacionamento
1	Derivada do coeficiente de momento de arfagem em relação ao ângulo de ataque	$C_{m_\alpha} < 0$
2	Derivada do coeficiente de momento de guinada em relação ao ângulo de deslizamento	$C_{n_\beta} > 0$
3	Margem estática	$12,5\% < SM < 17,5\%$
4	Parte real negativa dos autovalores das matrizes da dinâmica longitudinal <i>Alg</i> e látero-direcional <i>Alt</i>	$\lambda_{long} < 0$ e $\lambda_{lat} < 0$

Fonte: Autora.

Os principais parâmetros de saída são dados na Tabela 3.4. O código avalia diversos outros parâmetros para obter os resultados de interesse, entretanto, para fins de simplicidade e melhor apresentação do texto, a lista se resume a alguns relacionados à função objetivo e à análise de estabilidade.

Tabela 3.4 – Variáveis de saída do problema de otimização proposto.

Área/Nº	Parâmetro de Saída	Símbolo
Peso		
1	Massa total da aeronave	M_{Tot}
2	Massa da asa <i>x</i>	M_{Wing}
3	Massa da fuselagem	M_{Fus}
4	Massa da empenagem horizontal	M_{HT}
5	Massa da empenagem vertical	M_{VT}
6	Massa do cone de cauda	M_{TB}
Aerodinâmica		
7	Ângulo de incidência da asa	i_w
8	Ângulo de incidência da empenagem horizontal	i_{HT}
9	Coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo	C_{L_0}
10	Inclinação da curva de sustentação em função do ângulo de ataque	C_{L_α}
11	Coeficiente de arrasto para sustentação nula	C_{D_0}
12	Coeficiente do termo de segunda ordem polar de arrasto	k
Desempenho		
13	Autonomia	E
14	Velocidade para autonomia máxima	V_E

Tabela 3.4

		(conclusão)
Área/Nº	Parâmetro de Saída	Símbolo
Estabilidade		
15	Derivada do coeficiente de sustentação em função do ângulo de deflexão do profundor	$C_{L_{\delta_e}}$
16	Coeficiente de momento para ângulo de ataque nulo	C_{m_0}
17	Derivada do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque	C_{m_α}
18	Derivada do coeficiente de momento em função da velocidade de arfagem	C_{m_q}
19	Derivada do coeficiente de momento em função da derivada do ângulo de ataque	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$
20	Derivada do coeficiente do momento de rolamento em função da velocidade de rolamento	C_{l_p}
21	Derivada do coeficiente do momento de rolamento em função do ângulo de derrapagem	C_{l_β}
22	Derivada do coeficiente de momento de rolamento em função do ângulo de deflexão do aileron	$C_{l_{\delta_a}}$
23	Derivada da força lateral em função da velocidade de rolamento	C_{y_p}
24	Derivada da força lateral em função da velocidade de guinada	C_{y_r}
25	Derivada da força lateral em função do ângulo de derrapagem	C_{y_β}
26	Derivada da força lateral em função da velocidade de guinada	$C_{y_{\delta_r}}$
27	Derivada do coeficiente de momento de guinada em função da velocidade de guinada	C_{n_r}
28	Derivada do coeficiente do momento de guinada em função do ângulo de derrapagem	C_{n_β}
29	Derivada do coeficiente do momento de guinada em função do ângulo de derrapagem	$C_{n_{\delta_r}}$
30	Margem estática	SM

Fonte: Autora.

4 ESTUDO DE CASO

Neste capítulo, a ferramenta de projeto conceitual de ARPs é aplicada para um estudo de caso, o qual toma como base a aeronave descrita na Seção 4.1. Os dados de entrada e de saída, bem como a avaliação da função objetivo também são apresentados e discutidos. A aplicação da metodologia, no presente momento, está restrita a configurações convencionais *tube and wing* com propulsão elétrica.

4.1 MODELO DE REFERÊNCIA

A aeronave do estudo de caso a ser desenvolvida é baseada em um modelo conceitualmente similar ao utilizado no desenvolvimento da ferramenta de projeto. A aeronave de referência escolhida é a *Spy Owl 200 Research Version*, mostrada na Fig. 4.1, que é uma ARP comercial projetada exclusivamente para pesquisa.

Entre os poucos veículos remotamente pilotados, comerciais e projetados exclusivamente para pesquisa, o *Spy Owl 200* é notório. O sistema contém todos os equipamentos necessários para um voo autônomo programável. O modelo especificado é composto por uma estrutura de asa fixa feita em fibra de carbono, totalmente instalado com piloto automático, *data link*, motor, ESC, servos, RC-link, bateria e GCS com o *software* de controle SkyView GCS, além de estar pronto para ser utilizado (JOHANSSON, 2016). As suas especificações técnicas principais estão apresentadas na Tabela 4.1, onde destacam-se a massa e envergadura, além do método de decolagem e aterrissagem, os quais tem um grande impacto na massa estrutural da aeronave.

Figura 4.1 – *Spy Owl 200*.



Fonte: Europe (2019).

Tabela 4.1 – Especificações técnicas da aeronave Spy Owl 200.

Característica	Valor
Envergadura da asa	2,01 m
Comprimento	1,53 m
Massa máxima de decolagem	6,5 kg
Autonomia	2 horas
Altitude típica de missão	75-1500 m AGL
Carga útil máxima incluindo baterias (lançado com a mão)	2,7 kg
Método de decolagem	Lançamento com a mão
Método de aterrissagem	Pouso de barriga
Estrutura	Robusta feita inteiramente de compósito
Velocidade de cruzeiro	14 - 22 m/s
Velocidade máxima	40 m/s

Fonte: Autora.

4.2 REQUISITOS DE PROJETO

Ao iniciar o estudo, definem-se os requisitos de projeto, além da missão e análise funcional, como estabelecidos na Seção 2.5. Os requisitos de projeto da aeronave do estudo de caso de um potencial cliente propostos pela autora são apresentados a seguir:

1. A aeronave deve ser capaz de ser facilmente transportada entre os sítios de operação;
2. A aeronave deve ser leve o suficiente para ser lançada com a mão;
3. A aterrissagem da aeronave deve ser por um pouso de barriga;
4. A aeronave deve transmitir os dados do voo em tempo real para o sistema em solo;
5. A aeronave deve ser capaz de ser pilotada remotamente ou voar de forma autônoma permitindo a interferência de um operador humano.

As ARPs utilizadas como plataforma de pesquisa em laboratórios acadêmicos, por exemplo, possuem um número reduzido de subsistemas. Sendo assim, os requisitos de lançamento com a mão e de pouso de barriga levam à ausência de um trem de pouso, reduzindo a complexidade do sistema. O requisito de transporte entre os sítios de operação induz à facilidade de carregar o SARP por um operador entre um local e outro. O

requisito de massa total da aeronave está associado com a resistência física de um operador responsável pelo lançamento. Quanto à confiabilidade da operação, os dados devem ser transmitidos em tempo real para a estação terrena para acompanhamento e aquisição dos dados. Para garantir a segurança da ARP, do espaço aéreo no qual ela circula e do terreno sob o qual ela sobrevoa, o sistema de controle deve permitir a interferência de um operador humano a qualquer momento.

Missão

O objetivo da missão do SARP é carregar uma carga útil de pesquisa de uma determinada massa utilizando propulsão elétrica.

Análise Funcional

O objetivo é projetar uma aeronave remotamente pilotada da categoria MUAV, leve, fácil de transportar/carregar e lançada com a mão capaz de servir como plataforma de pesquisa, que respeite os seguintes requisitos funcionais:

1. Massa máxima de 5 kg;
2. Envergadura máxima de 2,5 m;
3. Velocidade de cruzeiro de 20 m/s;
4. Lançada com a mão pelo operador;
5. Recuperada por pouso de barriga;
6. Altitude de operação de 100 metros.

4.3 DADOS DE ENTRADA

Inicialmente, é necessário definir os limites inferiores e superiores das variáveis de entrada da Tabela 4.2. Os limites de alongamento da asa para aeronaves gerais são estimados em Gudmundsson (2014), além dos limites de alongamento das empenagens. Os limites da envergadura são definidos pela autora baseada no modelo de referência. Gudmundsson (2014) também apresenta valores de referência para a razão de afilamento e ângulo de enflechamento do bordo de ataque. A razão de esbeltez da fuselagem é

estimada pela autora. As variáveis l_{HT} e x_{rw} são dadas como multiplicadores de valores futuros. Por exemplo, segundo Loureiro (1979), a variável l_{HT} usualmente fica entre $2\bar{c}$ e $4\bar{c}$. Assim, na disciplina de geometria da cauda, a variável l_{HT} é multiplicada por \bar{c} .

Tabela 4.2 – Variáveis de projeto do problema de otimização do estudo de caso.

Nº	Variável	$x_{i,L.B.}$	$x_{i,U.B.}$	Unidade
1	AR	6	11	[-]
2	S	0,05	0,5	[m ²]
3	λ	0,3	1	[-]
4	Λ_{LE}	0	10	[Graus]
9	x_{rw}/l_{fus}	0	1	[-]
5	λ_{fus}	4	6	[-]
6	AR_{HT}	3	5	[-]
7	AR_{VT}	1	2,5	[-]
8	l_{HT}/\bar{c}	4	8	[-]

Fonte: Autora.

O valores dos parâmetros de projeto do vetor p do problema em questão são listados na Tabela 4.3. A disciplina de geometria da asa fixa o perfil da asa como o NACA2412 e os perfis das empenagens como o NACA0012.

Tabela 4.3 – Parâmetros de projeto do problema de otimização do estudo de caso.

(continua)			
Área/Nº	Parâmetro	Valor	Unidade
Geometria da Cauda			
1	r_{TB}	0,015	[m]
2	t_{TB}	0,0025	[m]
3	V_{HT}	0,675	[-]
4	V_{VT}	0,0375	[-]
5	λ_{HT}	1	[-]
6	λ_{VT}	1	[-]
7	$\Lambda_{LE_{HT}}$	0	[Graus]
8	$\Lambda_{LE_{VT}}$	0	[Graus]
Fuselagem			
9	t_{fus}	0,0015	[m]
10	Vol_{fus}	0,0062	[m ³]
Aerodinâmica			
11	H	100	[m]

Tabela 4.3

(conclusão)			
Área/Nº	Parâmetro	Valor	Unidade
12	V_{∞}	20	[m/s]
13	η_{ia}	0,6	%
14	η_{oa}	1	%
15	η_{HT}	0,9	%
16	η_{VT}	0,9	%
Propulsão			
17	d_{Prop}	0,154	[m]
18	M_{ESC}	0,0455	[kg]
19	M_{Mot}	0,082	[kg]
20	P_{Mot}	438	[W]
21	η_{Prop}	0,85	%
22	η_{Tot}	0,7	%
Controle de Voo			
23	C_{Bat}	3	[Ah]
24	M_{AP}	0,2	[kg]
25	M_{Bat}	0,346	[kg]
26	M_{Srv}	0,01	[kg]
27	n_{Bat}	1,3	[-]
28	Rt	1	[-]
29	$V_{olt_{Bat}}$	14,8	[V]
Materiais			
30	F_{Fill}	0,05	%
31	ρ_{Mat_1}	1,3	[kg/m ³]
32	ρ_{Mat_2}	4,9	[kg/m ³]
Carga Útil			
33	M_{PL}	0,5	[kg]

Fonte: Autora.

Os valores dos parâmetros V_{HT} e V_{VT} são os mesmos utilizados por Landolfo (2008). A área em planta da EH e da EV são retangulares, isto é, sem enflechamento e razão de afilamento igual a 1 e $l_{HT} = l_{VT}$ para simplificar o *design*. O volume da fuselagem é baseado no volume dos componentes do sistema de propulsão e em uma estimativa do volume da carga útil. O sistema de propulsão e o de controle de voo são fixos. Os parâmetros referentes a materiais são uma proposta inicial, ou seja, diferentes materiais podem ser testados para estimar a função objetivo. A espessura do cone de cauda e da

fuselagem, bem como a razão entre o volume de material e o total do componente, são estimativas feitas pela autora baseada na aeronave de referência. A tabela citada na Seção A.6 com a localização prevista em x , y e z dos componentes básicos e a estimativa de massa de cada um deles é apresentada abaixo (Tab. 4.4).

Tabela 4.4 – Componentes básicos da aeronave e suas respectivas posições previstas.

Conjunto / Componente	m (kg)	x (m)	y (m)	z (m)
Estruturas				
1. Asa	-	$x_{rw} + c_r/3$	0	r_{fus}
2. Fuselagem	-	$l_{fus}/2$	0	0
3. Cone de Cauda	-	$l_{fus} + l_{TB}/2$	0	$-r_{fus}$
4. Empenagem Horizontal	-	$l_{fus} + l_{TB} + c_{rHT}/3$	0	$-r_{fus}$
5. Empenagem Vertical	-	$l_{fus} + l_{TB} + c_{rVT}/3$	0	$-r_{fus} + b_{VT}/2$
Propulsão				
6. Motor Elétrico + Hélice	M_{Mot}	$-r_{fus}$	0	r_{fus}
7. Bateria + ESC	M_{Bat}	$l_{fus}/4$	0	0
Controle de Voo				
8. AutoPilot	M_{AP}	$l_{fus}/4$	0	0
9. Servo Aileron $+y$	M_{Srv}	$x_{rw} + \bar{c}/3$	$4b/10$	r_{fus}
10. Servo Aileron $-y$	M_{Srv}	$x_{rw} + \bar{c}/3$	$-4b/10$	r_{fus}
11. Servo Profundor $+y$	M_{Srv}	$l_{fus} + l_{TB} + \bar{c}_{HT}/3$	$4b_{HT}/10$	$-r_{fus}$
12. Servo Profundor $-y$	M_{Srv}	$l_{fus} + l_{TB} + \bar{c}_{HT}/3$	$-4b_{HT}/10$	$-r_{fus}$
13. Servo Leme	M_{Srv}	$l_{fus} + l_{TB} + \bar{c}_{VT}/3$	0	$-r_{fus} + 4b_{VT}/10$
Carga Útil				
14. Carga útil	M_{PL}	x_{rw}	0	0

Fonte: Autora.

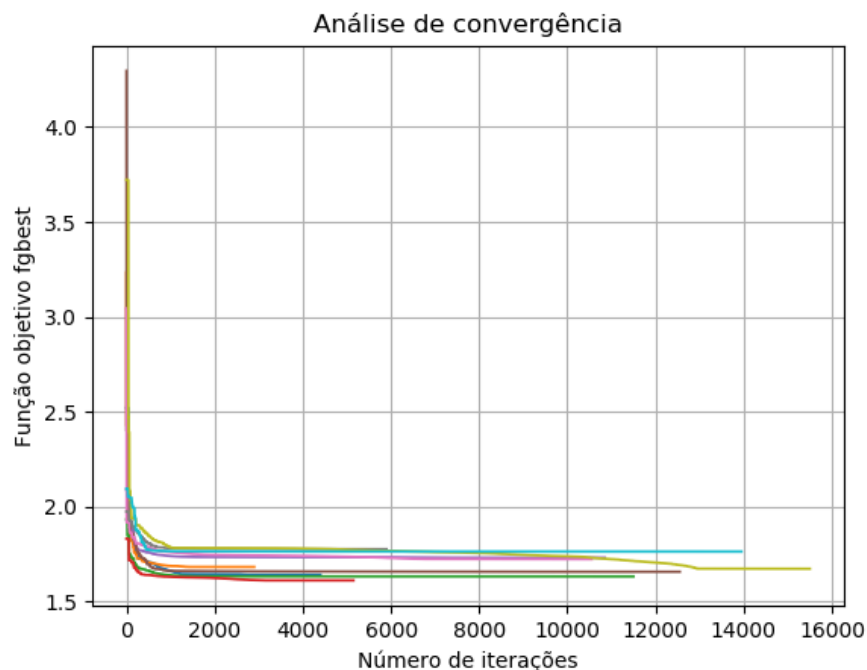
O sistema de referência da Tabela 4.4 é o mesmo do sistema de plotagem apresentado nas figuras da Seção 4.5.

4.4 MINIMIZAÇÃO DA MASSA DA AERONAVE

Para rodar a otimização, o número de partículas é 50. Existem dois critérios de parada. O primeiro é referente a um número mínimo de iterações em que o valor da melhor função objetivo global não é atualizado. Isto significa que se o melhor valor global da função permanecer o mesmo por 2000 iterações, o código considera como uma convergência. Outro critério de parada é referente ao desvio padrão das últimas 1000 melhores funções globais. Se o desvio padrão dessas 1000 avaliações for menor que 0,001, o código também converge.

Uma maneira de avaliar a convergência da ferramenta é gerar, por exemplo, dez curvas dos valores da função objetivo por um número fixo de iterações. A Figura 4.2 apresenta a análise de convergência.

Figura 4.2 – Análise de convergência do problema de minimização da massa.



Fonte: Autora.

Analisando a Figura 4.2, conclui-se que, a partir de 13000 iterações, todos os casos convergiram. Os diferentes valores iniciais das curvas da figura são as estimativas iniciais randômicas do PSO. É possível notar que o algoritmo não encontrou o mesmo valor mínimo para as dez curvas, o que pode representar mínimos locais ou inconsistência do método de PSO implementado. As avaliações da função objetivo (valor artificial da massa da aeronave) variaram de 1,612 a 1,777 kg, resultando em um erro de aproximadamente 10,22% para esta situação.

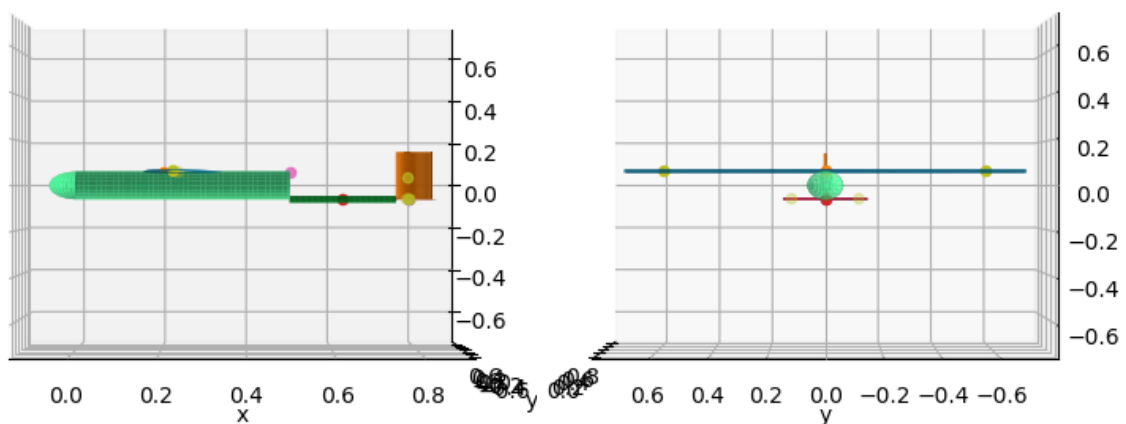
4.5 CONCEITO FINAL

O resultado final obtido da otimização define um conceito da aeronave, a qual deverá ser a base para as próximas fases de projeto, listadas na Seção 2.4. O conceito final do avião pode ser visualizado na Figura 4.3. Este desenho é gerado automaticamente por uma rotina de plotagem a partir de algumas variáveis de projeto relacionadas à geometria e ilustra as dimensões gerais da aeronave, além da posição do centro de gravidade dos componentes principais.

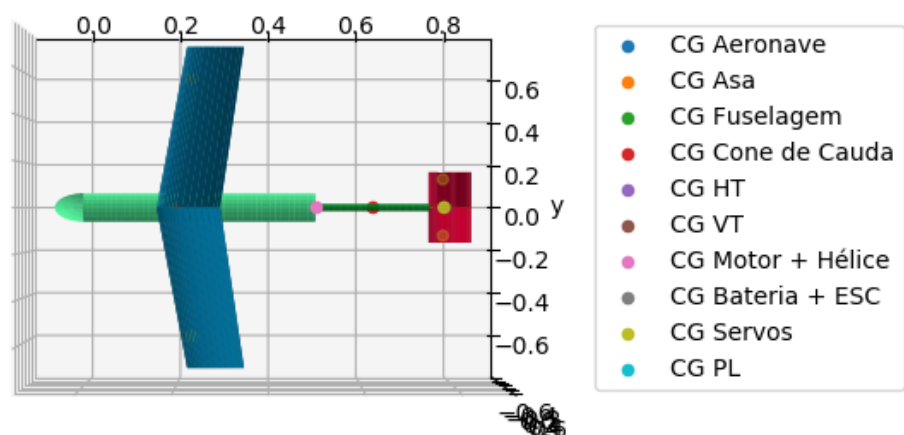
Figura 4.3 – Vistas do conceito final da aeronave para minimização da massa.

(a) Vista lateral.

(b) Vista frontal.



(c) Vista superior.



Fonte: Autores.

O vetor de variáveis de projeto otimizadas encontradas pelo código é apresentado na Tabela 4.5. As variáveis 1, 5 e 7 apresentam um asterisco, indicando que seu valor otimizado coincide com o limite inferior dado na Tabela 4.2. Portanto, um estudo a respeito destes limites pode melhorar ainda mais a solução final, se assim for desejado pelo projetista.

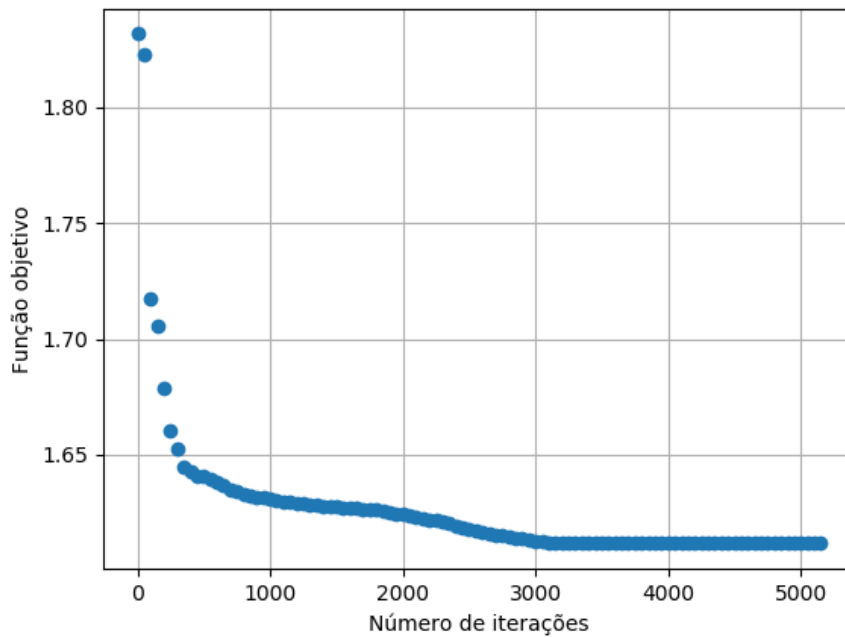
Tabela 4.5 – Variáveis de projeto otimizadas obtidas no estudo de caso.

Nº	Variável	x_{gbest}	Unidade
1	AR	11*	[-]
2	S	0,185	[m ²]
3	λ	0,894	[-]
4	Λ_{LE}	5,282	[Graus]
9	x_{rw}/l_{fus}	0,436	[-]
5	λ_{fus}	4*	[-]
6	AR_{HT}	3,36	[-]
7	AR_{VT}	2,5*	[-]
8	l_{HT}/\bar{c}	4,226	[-]

Fonte: Autora.

A atualização dos valores da função objetivo (massa da aeronave artificial) para o conceito final é apresentada na Fig. 4.4. Como é possível observar, depois de 5000 iterações, o código convergiu para um valor otimizado da função objetivo. Ao rodar a rotina de otimização, diversas variáveis são calculadas a cada passo, e aquelas principais obtidas ao final do processo são apresentadas na Tabela 4.6.

Figura 4.4 – Análise da função objetivo pelo número de iterações do conceito final.



Fonte: Autora.

Tabela 4.6 – Parâmetros de saída do problema de otimização do estudo de caso.

(continua)

Área/Nº	Parâmetro de Saída	Valor	Unidade
Massa			
1	M_{Tot}	1,612	[kg]
2	M_{Wing}	0,240	[kg]
3	M_{Fus}	0,129	[kg]
4	M_{HT}	0,038	[kg]
5	M_{VT}	0,023	[kg]
6	M_{TB}	0,058	[kg]
Aerodinâmica			
7	i_w	2,528	[Graus]
8	i_{HT}	0,742	[Graus]
9	C_{L0}	0,353	[-]
10	$C_{L\alpha}$	4,753	[1/rad]
11	C_{D0}	0,0457	[-]
12	k	0,0363	[-]
Desempenho			
13	E	41,41	[min]
14	V_E	8,52	[m/s]
Estabilidade			
15	$C_{L\delta_e}$	0,413	[1/rad]
16	C_{m0}	-0,040	[-]
17	$C_{m\alpha}$	-0,733	[1/rad]
18	C_{m_q}	-17,185	[1/rad]
19	$C_{m\dot{\alpha}}$	-4,203	[1/rad]
20	C_{l_p}	-0,463	[1/rad]
21	C_{l_β}	-0,065	[1/rad]
22	$C_{l_{\delta_a}}$	0,189	[1/rad]
23	C_{y_p}	-0,005	[1/rad]
24	C_{y_r}	0,215	[1/rad]
25	C_{y_β}	-0,413	[1/rad]
26	$C_{y_{\delta_r}}$	0,236	[1/rad]
27	C_{n_r}	-0,099	[1/rad]
28	C_{n_β}	0,0	[1/rad]
29	$C_{n_{\delta_r}}$	-0,091	[1/rad]
30	SM	15,414	%

Os valores das funções de penalização de cada uma das restrições apresentadas na Tabela 3.3 foram unitários. Isso significa que a solução encontrada pelo PSO respeitou todas as restrições impostas pelo código.

Os dados de saída da disciplina de aerodinâmica estão na ordem de magnitude esperada. A derivada do coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque C_{m_α} é menor que zero, o que garante estabilidade estática longitudinal à aeronave. A derivada do coeficiente de momento de guinada em função do ângulo de derrapagem C_{n_β} é nula, isto é, pode garantir ou não estabilidade estática direcional.

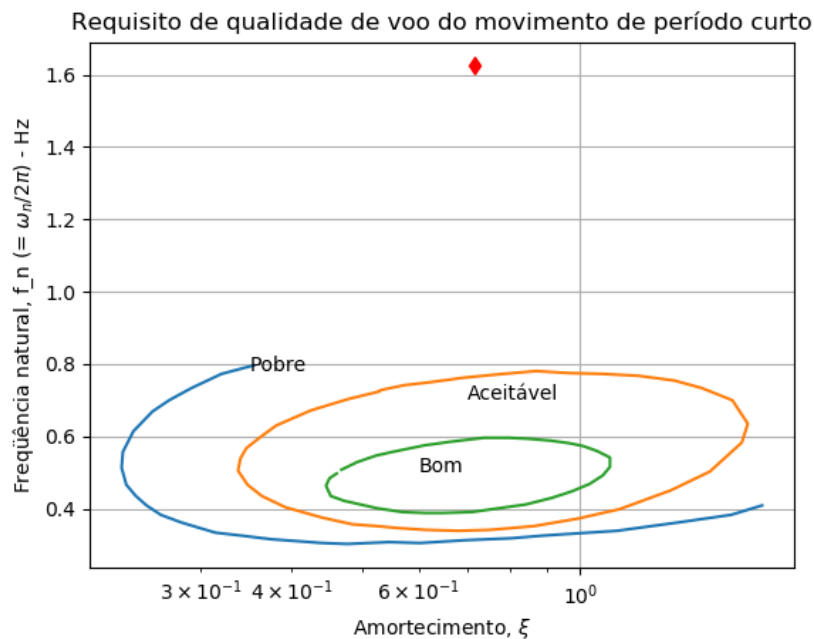
O equilíbrio da dinâmica de voo encontra um ângulo de ataque de 0,11 graus e uma deflexão do profundor de -1,342 graus. Os autovalores da matriz A da dinâmica longitudinal e da dinâmica látero-direcional dada na Seção A.9 são apresentados abaixo.

$$\lambda_{long} = \begin{Bmatrix} -7 \pm 8,212j \\ -9,624 \times 10^{-2} \pm 0,556j \\ -1,37 \times 10^{-4} + 0.j \end{Bmatrix} \quad (4.1)$$

$$\lambda_{lat} = \begin{Bmatrix} -122,12 + 0.j \\ -0,282 \pm 1,35j \\ -3,84 + 0.j \end{Bmatrix} \quad (4.2)$$

Posicionando a aeronave no critério de *thumb print* (digital) de qualidade de voo, encontra-se a Figura 4.5.

Figura 4.5 – Análise da função objetivo pelo número de iterações do conceito final.



A aeronave não está dentro dos contornos aceitáveis para que a qualidade de voo seja avaliada, entretanto esse critério é estimado para aeronaves tripuladas. Sendo assim, é necessário encontrar técnicas de avaliação de qualidade de voo para aeronaves remotamente pilotadas para correta análise.

Dessa forma, a otimização respeita as restrições relativas aos critérios de estabilidade, garantindo a estabilidade estática e dinâmica da aeronave. Também compactua com a hipótese de ângulo de ataque nulo para voo de cruzeiro, conforme os resultados do equilíbrio da dinâmica de voo.

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

O trabalho versa sobre o desenvolvimento de uma ferramenta de projeto conceitual de ARPs integrada com um algoritmo de otimização PSO. A função objetivo é a minimização da massa total da aeronave sob restrições de estabilidade.

O projeto de ARP de pequeno porte se distancia das metodologias propostas para aviação geral, como as referências consagradas no setor Roskam (1985) e Raymer (1992). O número de subsistemas, e conseqüentemente de peças, diminui drasticamente quando se trabalha com aeronaves não tripuladas, principalmente devido à não necessidade de sistemas de suporte à vida ou conforto. Dessa forma, integrar os requisitos e restrições do projeto de ARPs às metodologias de aviação geral é uma tarefa desafiadora.

O trabalho abrange diversas disciplinas do projeto aeronáutico (aerodinâmica, estabilidade, dinâmica de voo, etc), explicitando o quão gerencial deve ser a abordagem do grupo de projetistas para avaliar se tais metodologias podem ser integradas à ferramenta e de que forma.

Como a implementação das disciplinas em Python está em forma de funções independentes, outras disciplinas podem ser adicionadas facilmente e até mesmo aquelas já existentes, substituídas. A mesma abordagem é válida para o algoritmo de otimização, uma vez que o código do projeto da ARP também é um módulo a ser chamado.

5.1 SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS

Dada a abrangência do *framework*, entre os possíveis trabalhos que podem ser realizados a partir deste estão:

- Implementação integrada da seleção dos componentes das disciplinas de propulsão e de controle de voo, por meio de banco de dados de componentes eletrônicos e adição de um modelo do sistema propulsivo para dinâmica de voo que inclua a descarga da bateria e a conseqüente redução de corrente;
- Inclusão de um sistema de qualificação de qualidade de pilotagem e voo para SARPs;
- Alteração da função objetivo, de modo a customizar a ferramenta para cumprir de forma mais adequada os requisitos de uma nova missão;
- Inclusão de disciplinas que não foram modeladas como estruturas e aeroelasticidade;
- Teste de outras técnicas de otimização como algoritmo genético e por gradiente.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL (ANAC). **Instrução Suplementar IS no. 21-002**. Emissão de Certificado de Autorização de Voo Experimental para Veículos Aéreos Não Tripulados, 2012.

_____. **Regulamento Brasileiro da Aviação Civil Especial RBAC-E no. 94**. Requisitos Gerais para Aeronaves não Tripuladas de Uso Civil, 2017.

AGTE, J. et al. MDO: assesment and direction for advancement - an opinion of one international group. **Structural and Multidisciplinary Optimization**, v. 40, p. 17–33, 2010.

ANDERSON, J. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5. ed. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 2010. ISBN 9780073398105.

AUSTIN, R. **Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment**. Chippenham, Wiltshire: John Wiley & Sons, Inc., 2010.

BAETS, P. D.; MAVRIS, D. Potential formulation for aeroelastic constraint analysis in a conceptual design environment. In: **43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002, (Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences). Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.2514/6.2002-1295>>.

BRYSON, D. E. et al. Multidisciplinary design optimization of quiet, hybrid-electric small unmanned aerial systems. **Journal of Aircraft**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 53, n. 6, p. 1959–1963, jun. 2016. ISSN 0021-8669. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/1.C033455>>.

COOK, M. **Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control**. Elsevier Science, 2011. (Elsevier aerospace engineering series). ISBN 9780080550367. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=sf9Qn9MS0ykC>>.

DEPARTAMENTO DE CONTROLE DO ESPAÇO AÉREO (DECEA). **Instrução do Comando da Aeronáutica ICA 100-40**. Sistemas de Aeronaves Remotamente Pilotadas e o Acesso ao Espaço Aéreo Brasileiro, 2015.

ELMENDORP, R.; VOS, R.; ROCCA, G. L. A conceptual design and analysis method for conventional and unconventional airplanes. In: **29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS**. [S.l.]: International Council of Aeronautical Sciences, 2014.

ETKIN, B.; REID, L. D. **Dynamics of Flight Stability and Control**. 3. ed. USA: John Wiley & Sons, Inc., 1996.

EUROPE, U. **Spy Owl 200**. 2019. Disponível em: <<http://www.uas-europe.se/index.php/products-mobile/spy-owl-200-mobile>>. Acesso em: 10 set. 2018.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **14 CFR 23 Airworthiness standards: Normal, utility, acrobatic and commuter category airplanes**: Fog. Boston, 2011. Disponível em: <<http://glossary.ametsoc.org/wiki/Fog>>.

GUDMUNDSSON, S. **General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures**. 1st. ed. Waltham, Massachusetts: Elsevier, 2014.

GUNDLACH, J. **Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach**. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.

HAMMOND, W. E. **Design Methodologies for Space Transportation Systems**. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2001.

HOSSEINI, M.; NOSRATOLLAHI, M.; SADATI, H. Multidisciplinary design optimization of unmanned aerial vehicle under uncertainty. **Journal of Aerospace Technology and Management**, 2017.

HOWE, D. **Aircraft Conceptual Design Synthesis**. [S.l.]: Professional Engineering Publishing, 2005. (Aerospace Series). ISBN 9781860583018.

HXT900 Micro Servo 1,6 kg / 0.12sec / 9g. 2019. HobbyKing. Disponível em: <https://hobbyking.com/pt_pt/hxt900-micro-servo-1-6kg-0-12sec-9g.html>. Acesso em: 10 jun. 2019.

INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO). **Doc 7300: Convention on International Civil Aviation**. Chicago, USA, 1944.

JOHANSSON, D. P. **Estudo preliminar para o desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado para utilização como plataforma de pesquisa em aeroelasticidade**. 2016. Dissertação (Trabalho de Conclusão de Curso) — Universidade Federal de Santa Maria, 2016.

LANDOLFO, G. **Aerodynamic and Structural Design of a Small Nonplanar Wing UAV**. 2008. Dissertação (Mestrado) — University of Dayton, 2008.

LEONARD, B. **Department of Defense Dictionary of Military and Associated Terms: As Amended Through April 2010**. [S.l.]: DIANE Publishing Company, 2011. ISBN 9781437938203.

LOUREIRO, M. **Teoria das Estruturas Aplicada aos Aviões**. 1979. Notas de aula. Universidade Federal de Minas Gerais.

LUNDSTROM, D.; AMADORI, K.; KRUS, P. Distributed framework for micro aerial vehicle design automation. In: **46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008, (Aerospace Sciences Meetings). Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2008-140>>.

MARTINS, J. R. R. A.; LAMBE, A. B. Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures. **AIAA Journal**, v. 51, n. 9, p. 2049–2075, 2013. ISSN 0001-1452. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.J051895>>.

PAPAGEORGIOU, A.; ÖLVANDER, J.; AMADORI, K. Development of a multidisciplinary design optimization framework applied on uav design by considering models for mission, surveillance, and stealth performance. In: **18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017, (AIAA AVIATION Forum). Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2017-4151>>.

PAULINYI, L. F. de A. **Projeto conceitual de aeronave não tripulada utilizando técnicas de otimização multidisciplinar**. 2004. Dissertação (Mestrado) — Instituto Tecnológico da Aeronáutica, 2004.

PEREIRA, V. S. **Determinação do Desempenho de uma Aeronave Remotamente Pilotada Elétrica utilizando Modelo de Corpo Rígido**. 2018. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) — Curso de Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, 2018.

PROPDRIVE v2 2836 1800KV Brushless Outrunner Motor. 2019. HobbyKing. Disponível em: <https://hobbyking.com/en_us/propdrive-v2-2836-1800kv-brushless-outrunner-motor.html>. Acesso em: 10 jun. 2019.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992.

ROGLEV, P. MDO Framework for Conceptual Design of Closed Wing UAV. **International Journal of Scientific Research Engineering & Technology (IJSRET)**, v. 2, n. 8, p. 526–531, 2013.

ROMANO, L. N. **Modelo de Referência para o Processo de Desenvolvimento de Máquinas Agrícolas**. 2003. Tese (Doutorado) — Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Santa Catarina, 2003.

ROSKAM, J. **Methods for Estimating Stability and Control Derivatives of Conventional Subsonic Airplanes**. [S.l.]: Roskam aviation and engineering corporation, 1983.

_____. **Airplane Design**. [S.l.]: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics.

ROSKAM, J.; LAN, C. **Airplane Aerodynamics and Performance**. [S.l.]: DARcorporation, 1997. (Airplane Design and Analysis). ISBN 9781884885440.

SADRAEY, M. **Aircraft Design: A Systems Engineering Approach**. Wiley, 2012. (Aerospace Series). ISBN 9781119953401. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=mmraQswlbMgC>>.

SOBESTER, A.; KEANE, A. Multidisciplinary design optimization of uav airframes. In: **47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006, (Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences). Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2006-1612>>.

SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI, J.; HAFTKA, R. T. Multidisciplinary aerospace design optimization - survey of recent developments. In: **AIAA 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**. Reno, NV: [s.n.], 1996.

SOUZA, R. F. de. **Projeto Conceitual de Aeronaves de Treinamento através de Técnicas de Otimização Multidisciplinar**. 2005. Dissertação (Mestrado) — Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA), 2005.

STEVENS, B.; LEWIS, F.; JOHNSON, E. **Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems**. Wiley, 2015. ISBN 9781118870983. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=lvhcCgAAQBAJ>>.

TGS Precision Hélice 6x5 Preto (1pc). 2019. HobbyKing. Disponível em: <https://hobbyking.com/pt_pt/tgs-precision-propeller-6x5-black-1pc.html>. Acesso em: 10 jun. 2019.

TRAUB, L. W. Range and endurance estimates for battery-powered aircraft. **Journal of Aircraft**, v. 48, n. 2, p. 703–707, 2011. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/1.C031027>>.

TURNIGY 3000mAh 4S 30C Lipo Pack w/XT-60. 2019. HobbyKing. Disponível em: <https://hobbyking.com/pt_pt/turnigy-battery-3000mah-4s-30c-lipo-pack-xt-60.html>. Acesso em: 10 jun. 2019.

TURNIGY Plush-32 40A Speed Controller w/ BEC. 2019. HobbyKing. Disponível em: <https://hobbyking.com/en_us/turnigy-plush-32-40a-speed-controller-w-bec.html>. Acesso em: 10 jun. 2019.

YANG, X.-S. **Engineering Optimization: An Introduction with Metaheuristic Applications**. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2010.

APÊNDICE A – PROJETO DE AERONAVE REMOTAMENTE PILOTADA

A seguir, as subrotinas de cálculo das disciplinas consideradas no projeto desenvolvidas em Python são descritas.

A.1 – DIMENSIONAMENTO DA FUSELAGEM

A razão de esbeltez, em inglês *fineness ratio*, da fuselagem é dada como

$$\lambda_{fus} = \frac{l_{fus}}{d_{fus}}, \quad (A.1)$$

onde l_{fus} é o comprimento da fuselagem e d_{fus} , o diâmetro. O volume da fuselagem Vol_{fus} é dado como um parâmetro fixo. A estrutura da fuselagem é um cilindro, de forma a facilitar os cálculos desse componente. Assim, o raio da seção transversal do cilindro da fuselagem é encontrado como

$$r_{fus} = \sqrt[3]{\frac{Vol_{fus}}{2\pi\lambda_{fus}}}. \quad (A.2)$$

A.2 – GEOMETRIA DA ASA

Conforme Gudmundsson (2014), os formatos retangular e trapezoidal são os formatos geométricos mais simples para a planta de superfícies sustentadoras. A Figura A.1 apresenta uma asa de formato trapezoidal e suas variáveis características.

O alongamento é definido como

$$AR = \frac{b^2}{S}, \quad (A.3)$$

onde b é a envergadura e S é a área em planta da asa. S é dada por

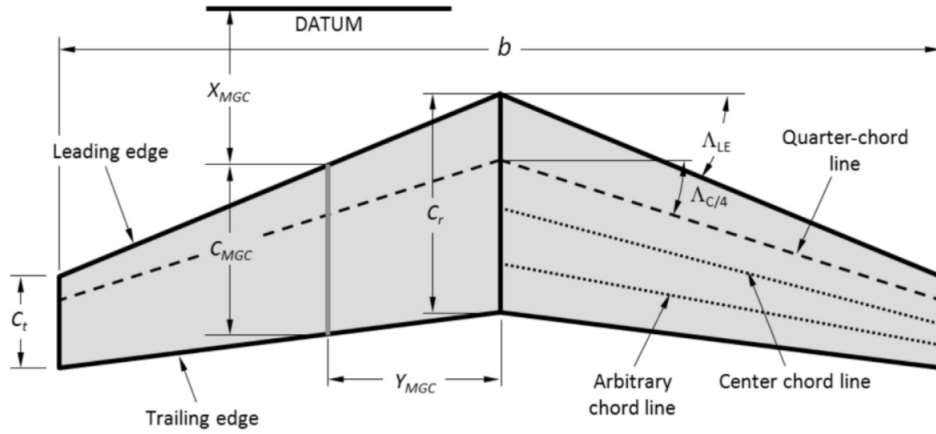
$$S = b \left(\frac{c_r + c_t}{2} \right), \quad (A.4)$$

onde c_r é a corda da raiz da asa e c_t é a corda da ponta da asa. A corda média é

$$c_{avg} = \frac{c_r + c_t}{2} = \frac{c_r}{2}(1 + \lambda), \quad (A.5)$$

onde λ é a razão de afilamento c_t/c_r .

Figura A.1 – Definições fundamentais de uma asa trapezoidal.



Fonte: (GUDMUNDSSON, 2014).

O ângulo de enflechamento de 1/4 de corda é dado por

$$\tan(\Lambda_{c/4}) = \tan(\Lambda_{LE}) + \frac{c_r}{2b}(\lambda - 1). \quad (\text{A.6})$$

O ângulo de enflechamento em uma linha arbitrária de corda é

$$\tan(\Lambda_n) = \tan(\Lambda_m) - \frac{4}{AR} \left[(n - m) \frac{1 - \lambda}{1 + \lambda} \right], \quad (\text{A.7})$$

onde n e m são frações do comprimento de corda.

A corda média geométrica c_{MGC} é definida como

$$c_{MGC} = \frac{2}{3}c_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right). \quad (\text{A.8})$$

A posição em y da corda c_{MGC} da asa é

$$y_{MGC} = \left(\frac{y_{tw}}{3} \right) \left(\frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right) = \left(\frac{b}{6} \right) \left(\frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right), \quad (\text{A.9})$$

onde y_{tw} é a posição no eixo y da ponta da asa. A posição em x do bordo de ataque da c_{MGC} é

$$x_{MGC} = x_{rw} + y_{MGC} \tan(\Lambda_{LE}), \quad (\text{A.10})$$

onde x_{rw} é a posição do bordo de ataque no eixo x da raiz da asa e Λ_{LE} é o ângulo de enflechamento do bordo de ataque da asa. A variável x_{rw} pode ser encontrada como uma regressão histórica de aeronaves similares em relação ao comprimento da fuselagem como x_{rw}/l_{fus} .

A posição em z da corda c_{MGC} da asa é

$$z_{MGC} = z_{rw} + y_{MGC} \tan(\Gamma), \quad (\text{A.11})$$

onde z_{rw} é a posição no eixo z da raiz da asa e Γ é o ângulo de diedro da asa.

A.3 – GEOMETRIA DA EMPENAGEM

A área e o alongamento da empenagem horizontal (EH) são dadas por, respectivamente,

$$S_{HT} = \frac{V_{HT} S_{ref} c_{MGC}}{l_{HT}} \quad (\text{A.12})$$

e

$$AR_{HT} = \frac{b_{HT}^2}{S_{HT}}, \quad (\text{A.13})$$

onde V_{HT} é o coeficiente de volume da empenagem horizontal, l_{HT} é a distância entre 1/4 da c_{MGC} da asa e da empenagem horizontal sobre o eixo x e a da asa e b_{HT} é a envergadura da EH. A variável l_{HT} pode ser encontrada como uma regressão histórica de aeronaves similares em relação à corda média geométrica da asa como l_{HT}/c_{MGC} .

A área e o alongamento da empenagem vertical (EV) são dadas por, respectivamente,

$$S_{VT} = \frac{V_{VT} S_{ref} b}{l_{VT}} \quad (\text{A.14})$$

e

$$AR_{VT} = \frac{b_{VT}^2}{S_{VT}}, \quad (\text{A.15})$$

onde V_{VT} é o coeficiente de volume da empenagem vertical, l_{VT} é a distância entre a corda média geométrica em 1/4 de corda da EV e a da asa e b_{VT} é a envergadura da EV.

Os coeficientes de volume para as empenagens podem ser encontrados por meio de comparação com aeronaves similares à do estudo de caso.

A.4 – SISTEMA DE PROPULSÃO

O sistema de propulsão do SARP é composto por um motor elétrico, um ESC, em inglês *Electronic Speed Controller*, uma hélice e uma bateria. O ESC é conectado ao sistema de piloto automático da aeronave através de um módulo de energia e é controlado pela placa de controle de voo.

Visando determinar a massa da aeronave e o CG, é possível estimar os componentes do sistema de propulsão por meio de dados históricos ou equacionamento simplificado.

Para tal, é necessário integrar bancos de dados de motores elétricos, ESCs e de baterias de forma que a melhor combinação seja automaticamente encontrada pela ferramenta. Entretanto, a implementação dessa abordagem fica como sugestão para trabalhos futuros. Sendo assim, para a ARP do caso de estudo, o sistema de propulsão foi fixado, isto é, os dados dos componentes referentes a esse subsistema são parâmetros do problema de otimização.

A.4.1 – Bateria

O dimensionamento da fonte de alimentação elétrica, ou seja, da bateria de um SARP depende da capacidade, isto é, tamanho das células medido em miliampêres hora (mAh) e da voltagem, ou seja, número de células em série. A primeira desvantagem de um voo alimentado por bateria é a relativamente baixa energia específica dessa fonte, isto é, energia armazenada por unidade de peso (Wh/kg). A voltagem requerida é determinada pelo motor elétrico usado. A capacidade de uma bateria ou célula é basicamente a medida da quantidade de eletricidade que a célula completamente carregada pode fornecer até descarregar para uma voltagem de corte específica e segura. Uma célula irá perder lentamente sua voltagem enquanto descarrega, assim, é importante saber qual voltagem segura de corte deve ser usada para limitar a descarga da célula. Se a célula perder sua voltagem abaixo desse ponto, começam a ocorrer danos e a vida útil da célula é reduzida. Essa função geralmente é exercida pelo controlador eletrônico de velocidade (ESC). Células individuais de igual capacidade podem ser combinadas em uma bateria conectando-as em série para aumentar a voltagem e/ou em paralelo para melhorar a capacidade.

Para a aeronave elétrica proposta, são consideradas baterias LiPo, em inglês *Lithium ion Polymer*, que oferecem altos valores de energia específica e de potência se comparadas a baterias NiMh, em inglês *Nickel Metal hydride*. A voltagem mínima de corte de 3V por célula é a especificada pelos fabricantes de células LiPo em geral.

Uma peculiaridade das baterias é que a massa delas é constante durante todo o voo, ou seja, a massa de todo o sistema de propulsão é fixo. De Landolfo (2008), no caso do voo alimentado com bateria, a autonomia de uma aeronave é proporcional a

$$\frac{W_B/W_1}{(1 + W_B/W_1)^{3/2}}, \quad (\text{A.16})$$

onde W_B é o peso da bateria e W_1 é o peso da aeronave sem esse componente. Ao manter W_1 constante e variar W_B , segue que a autonomia é maximizada quando

$$W_B = 2W_1. \quad (\text{A.17})$$

Isso significa que a autonomia é maximizada quando o peso da bateria é duas vezes o peso vazio do avião ou 2/3 do peso bruto. Portanto, se a autonomia e o alcance são objetivos importantes do SARP, o peso da bateria deve ficar em torno de 25% do peso bruto da aeronave.

A.4.2 – Motor Elétrico

O dimensionamento de um motor elétrico para ARP é determinado, em primeiro lugar, pela potência requerida e, em segundo lugar, pelo peso, tamanho e eficiência. Os motores elétricos considerados para uma ARP são, principalmente, os motores com escovas, em inglês *brushed motors*, os motores *inner* sem escovas, *inner brushless motors* e os motores *outrunners* sem escovas, *outrunner brushless motor* ou *external can motors*.

Motores *brushless* oferecem diversas vantagens sobre motores *brushed*, tais como maior eficiência e confiança, menor ruído, maior tempo de vida (sem escova não há erosão), eliminação de faíscas ionizantes do comutador e, em geral, redução de interferência eletromagnética. O motor *outrunner brushless* gira diretamente a hélice. Esse motor de alto torque não precisa de uma caixa de engrenagens fornecendo uma economia no peso da aeronave em relação ao motor *inner brushless*. Devido ao menor número de partes móveis, sua confiabilidade também é maior. Um potencial inconveniente desse tipo de motor elétrico é que, como a maioria das partes externas está em rotação, não é possível adicionar diretamente um dissipador de calor para auxiliar no resfriamento. Ao usar um motor *outrunner brushless*, é necessário prestar atenção no resfriamento proporcionado pelo fluxo de ar e os efeitos associados desse fluxo no *design* geral do sistema.

A.4.3 – Combinação Bateria/Motor Elétrico

Conforme Landolfo (2008), Hewitt Phillips desenvolveu uma relação na forma de potência de entrada requerida (W) por unidade de peso bruto (N) da aeronave para diferentes ângulos de subida, em inglês *climb angles* (ϕ)¹. A relação de Phillips define a potência de entrada requerida para o motor elétrico de um veículo como uma função da carga alar e do ângulo de subida, conforme

$$\frac{P_{Bat}}{W} \approx \left[\frac{1}{L/D} + \sin \phi \right] \left(\frac{1}{\eta_p} \right) \left(\frac{1}{\eta_{Mot}} \right) \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho C_L}}, \quad (A.18)$$

¹Em mecânica de voo, ϕ é o ângulo de rolamento.

onde P_{Bat} é a potência de entrada do motor que a bateria deve fornecer e η_{Mot} é a eficiência do motor.

Um gráfico da potência P_{Bat} pelo ângulo de subida ϕ pode ser gerado. É possível estimar por quanto tempo a aeronave permanecerá em potência máxima (decolagem, subida e manobras) e em voo de cruzeiro e assim, determinar a capacidade que a bateria deve apresentar para o bom funcionamento do motor escolhido.

A bateria deve atender a voltagem máxima do motor elétrico escolhido. A bateria mantém uma diferença de potencial de valor absoluto $Volt$ entre seus terminais e, portanto (graças aos fios de ligação), entre os terminais do componente (qualquer dispositivo elétrico, nesse caso, motor), com um potencial mais elevado no terminal do componente em que a corrente elétrica i chega do que no terminal em que a corrente sai. A potência P é taxa de transferência de energia elétrica (taxa com a qual a energia é transferida da bateria para o componente) que pode ser expressa como

$$P = iVolt. \quad (A.19)$$

A corrente elétrica para a aeronave em nível de voo, isto é, cruzeiro:

$$i = \frac{P(\phi = 0)}{Volt}. \quad (A.20)$$

A capacidade em nível de voo é o tempo total estimado em cruzeiro multiplicado pela corrente necessária para tal condição de voo. A corrente elétrica para a aeronave em potência máxima, isto é, decolagem, subida e manobras é

$$i = \frac{P(\phi = 10^\circ)}{Volt}. \quad (A.21)$$

Inicialmente, é necessário calcular a distância que a aeronave percorre até alcançar a altitude desejada e então, o tempo que ela leva nessa fase de subida. Como o avião será lançado com a mão, o tempo total em potência máxima é a soma do tempo de decolagem, tempo de subida até a altitude estimada e tempo de manobras, multiplicada por um coeficiente de segurança de 1,2. A capacidade da aeronave em potência máxima é o tempo total nessa condição multiplicado pela corrente necessária.

A capacidade total C_{Bat} é dada pela soma da capacidade em nível de voo de cruzeiro e em potência máxima. Esse resultado expressa a capacidade que a bateria deve fornecer para que o motor elétrico funcione adequadamente em Amin. Porém, as baterias apresentam a capacidade em mAh, de modo que uma transformação de unidades de medida é necessária. A capacidade Amin deve ser multiplicada pelo fator 60/3,6 para que a capacidade que a bateria deve fornecer seja dada em mAh.

A.5 – SISTEMA DE CONTROLE DE VOO

Um piloto de avião regula os comandos de voo de uma aeronave, por exemplo, as superfícies de controle e a potência do motor. Em uma ARP, essa função é executada por um sistema automático ou por um operador que não está a bordo da aeronave. O sistema de controle deve permitir a interferência de um operador humano a qualquer momento para garantir a segurança da ARP, do espaço aéreo no qual ela circula e do terreno sob o qual ela sobrevoa. É possível desenvolver um sistema de piloto automático, similar ao que existe em aviões comerciais, cujos comandos são realizados a partir de parâmetros decididos em terra.

O sistema de controle regula o avião, em voo, em relação aos três eixos de movimento. As superfícies de controle são os planos móveis presentes nas asas e na empenagem, ou seja, leme de direção, profundor, ailerons, flapes e compensadores, capazes de alterar a atitude da aeronave. Flapes e compensadores, geralmente, não são incluídos em projetos de ARPs.

O controle de voo de uma ARP é similar ao usado em aeromodelismo, atividade que basicamente emprega transmissão de sinal por rádio controle, servomotores para deslocamento das superfícies móveis e um motor elétrico. A diferença entre uma ARP e um aeromodelo é o sistema embarcado, o qual tem por objetivo obter dados para a análise das condições de voo e dos dados da carga útil, por exemplo a resposta estrutural para avaliação do comportamento aeroelástico.

O ArduPilot é um piloto automático de código aberto patrocinado pela 3DR e apoiado pela Dronecode, cuja primeira placa foi baseada na Arduino, por isso "Ardu" no nome do projeto. O prefixo foi alterado para APM, devido à compatibilidade de alguns *hardwares* não ser limitada apenas à Arduino. Portanto, o APM é um sistema que engloba a placa micro controladora (*hardware*), o código em execução no *hardware* (*firmware*) e a interface com o *hardware* (*software*), além da comunidade de desenvolvedores que mantém o piloto automático atualizado. Esse é o projeto original, mas existem similares e cópias falsificadas (a opção é do usuário).

A escolha do hardware do piloto automático depende da missão (fotografia aérea, desenvolvimento tecnológico, segurança de propriedade, etc) e da plataforma (avião, helicóptero, multicóptero, etc) da ARP. A escolha do *firmware* também depende da plataforma. Duas placas principais são a Pixhawk e a ArduPilot Mega 2.8 (APM 2.8). As duas proporcionam ao usuário uma experiência quase idêntica e os recursos suportados também são similares.

A estação terrestre é uma aplicação de *software*, executada em um computador em solo, que se comunica com a ARP via telemetria *wireless*. A telemetria *wireless* é o compartilhamento de informações sem fio, as quais são analisadas em uma central de controle. É empregada para o monitoramento de pontos geometricamente inviáveis ou

em constante movimento. No caso de uma placa controladora de voo em uma ARP, a telemetria exibe os dados do desempenho da aeronave em tempo real, de modo que o piloto em terra comande a ARP em um *cockpit* virtual. No modo piloto automático, a telemetria pode alterar a missão e os parâmetros da ARP em voo, além de poder transmitir o vídeo de uma câmera por exemplo. A Dronecode disponibiliza diversos *softwares* para a estação terrestre de controle, utilizando celulares e tablets Android, Windows, Linux, MAC OS X, iPhone e iPad.

A.5.1 – Superfícies móveis

Os critérios do Apêndice A da FAR 23 (Federal Aviation Regulations) são aplicados ao projeto para o cálculo das cargas máximas nas superfícies móveis. No documento citado, classifica-se o avião nas categorias normal, utilitária, acrobática ou qualquer combinação dessas categorias. O equacionamento é válido apenas para condições de voo simétricas.

A Tabela *Limit Flight Loads Factors* deve ser usada para determinar o valor do fator de carga limite de manobra positiva do avião n_1 na categoria adequada. A previsão para a ARP é de condições de voo simétricas e de classificação na categoria utilitária. A direção, a magnitude e a distribuição pela extensão da corda da carga limite média das superfícies encontram-se na Tabela *Average Limit Control Surface Loading*. As cargas limites simplificadas de superfícies móveis, como aileron, estabilizador horizontal e vertical, estão especificadas na Figura *Average Limit Control Surface Loading Tail* e Figura *Average Limit Control Surface Loading Tab, Flap and Aileron*. A carga no leme e no profundor deve ser distribuída conforme Figura *Chordwise Load Distribution for Stabilizer and Elevator or Fin and Rudder*. O sistema e a estrutura do controle de voo devem ser projetados para cargas 125% maiores que os momentos resultantes nas superfícies de controle móveis nas condições descritas. A análise das cargas define o torque dos servos nas superfícies móveis. O momento total da superfície, por exemplo, do aileron é o momento do servo, medido em Kg-cm (quilograma centímetro) ou oz-in (onças polegada). Dizer que um servo tem 1 Kg-cm é dizer que ele tem um braço de 1 cm até o ponto onde é conectado a um peso (ou força) de 1 Kg. A velocidade de rotação do braço do servo é medida em sec/60 \dot{r} .

A.6 – ESTIMATIVA DE PESO

Conforme Gundlach (2012), as propriedades de massa incluem peso, centro de gravidade e momentos de inércia. Geralmente, os métodos de determinação de peso da fase conceitual para aeronaves não tripuladas não predizem adequadamente a estimativa

de peso total, resultando em um crescimento incontrollável e catastrófico conforme o projeto amadurece. Dessa forma, essa é uma disciplina que exige atenção do projetista para diferenciar aeronaves tripuladas de não tripuladas.

A posição do CG da aeronave é calculado levando em consideração os principais componentes do avião. O objetivo deste bloco é montar uma tabela com a localização prevista em x e y dos componentes básicos, estimativa de massa de cada um deles e cálculo do momento de inércia.

O procedimento para a estimativa de massa dos componentes dos conjuntos pode ser encontrado em Gundlach (2012), em Raymer (1992) (enquadrando o avião como *General-Aviation*) ou Roskam (1985), entre outros. Entretanto, o usuário é responsável por identificar o procedimento mais adequado ao seu estudo de caso.

Para uma ARP elétrica, o peso total de decolagem é dado por

$$W_0 = W_e + W_{PL}, \quad (\text{A.22})$$

onde W_e é o peso do avião vazio e W_{PL} é o peso da carga útil da missão. O peso vazio da aeronave pode ser estimado por

$$W_e = W_{Struct} + W_{GMP} + W_{FCS}, \quad (\text{A.23})$$

onde W_{Struct} é o peso estrutural, W_{GMP} é o peso do grupo moto-propulsor e W_{FCS} é o peso do sistema de controle de voo.

Metodologias de peso podem ser estatísticas, quase-analíticas ou analíticas, baseadas no projeto ou atribuídas. O uso do método adequado depende do estágio e da abordagem de projeto escolhida (GUNDLACH, 2012, tradução nossa). Antes de usar qualquer método, o projetista deve se perguntar se a relação de estimativa de peso, em inglês *Weight Estimation Relationship* (WER), está sendo usada para a finalidade desejada, qual é a variação de aplicabilidade dos parâmetros de entrada e qual é o alcance válido de saída. Caso o projetista vise desenvolver uma nova relação de peso para um dado componente, porque não existem dados disponíveis suficientes, as relações de estimativas de peso de aeronaves tripuladas podem ser modificadas com base em alguns pontos de interesse.

Conforme Gundlach (2012), ARPs que possuem massa menor que 10 libras (kg) podem ser construídas com materiais resilientes de espuma com reforço. Esse é o caso de ARPs da categoria Mini UAV ou MAV. O peso de uma estrutura de espuma com casca (cobertura) pode ser calculado por

$$W = F_{Fill} Vol \rho_{Foam} + S_{Exposed} F_{Covering}, \quad (\text{A.24})$$

onde F_{Fill} é a razão entre o volume preenchido com espuma e o volume total, ρ_{Foam} é a

densidade da espuma e $F_{Covering}$ é o peso por área da casca.

O método de cálculo da massa de cada conjunto da Eq. (A.23) é apresentado a seguir.

A.6.1 – Estruturas

O conjunto de estruturas contabiliza o peso dos componentes primários conforme

$$W_{Struct} = W_{Wing} + W_{Fus} + W_{Emp} + W_{LG}, \quad (A.25)$$

onde W_{Wing} é o peso da asa, W_{Fus} é o peso da fuselagem, W_{Emp} é o peso das empenagens horizontal e vertical e W_{LG} é o peso do trem de pouso (para o caso de estudo em questão, é nulo).

A.6.1.1 – Asa

Métodos clássicos de estimativa de massa de componentes estruturais normalmente utilizam um grande número de fatores definidos empiricamente. Um exemplo é a relação genérica de estimativa de peso para aeronaves tripuladas dada em Gundlach (2012) como

$$W_{Wing} = F1 S^{E1} \left(\frac{AR}{\cos^2(\Lambda_{c/4})} \right)^{E3} q_{\infty}^{E4} \lambda^{E5} \left(\frac{(t/c)_r}{\cos(\Lambda_{c/4})} \right)^{E6} (N_Z W)^{E7} + C1, \quad (A.26)$$

onde $F1$ é um fator de multiplicação, $E1$ a $E7$ são fatores exponenciais e $C1$ é uma constante aditiva. Raymer (1992) apresenta uma equação similar à (A.26) para este fim, substituindo o fator de multiplicação, os fatores exponenciais e a constante aditiva conforme regressões históricas de aeronaves da categoria, como

$$W_{Wing} = 0,036 S^{0,758} W_{comb_asa}^{0,0035} \left(\frac{AR}{\cos^2(\Lambda_{c/4})} \right)^{0,6} q_{\infty}^{0,006} \lambda^{0,04} \left(\frac{100(t/c)}{\cos(\Lambda_{c/4})} \right)^{-0,3} (N_S W)^{0,49}, \quad (A.27)$$

onde $W_{comb_asa}^{0,0035}$ é a fração de combustível armazenado na asa. Contudo, as equações de WER dadas para aeronaves comerciais não são válidas aqui, uma vez que elas também consideram o peso da tripulação e o de combustível. No presente trabalho, optou-se por uma aproximação mais pragmática, na qual leva-se em consideração aspectos geométricos da estrutura e a densidade de um material pré-definido, similar à da Eq. (A.24).

A.6.1.2 – Fuselagem

Uma equação para o peso estrutural de uma fuselagem genérica semi-monocoque ou concha composta de um SARP subsônico ou transônico pesando de 1 a 800.000 libras dada em Gundlach (2012) é

$$W_{Fus} = 0,5257 F_{MG} F_{NG} F_{Press} F_{VT} F_{Mat} L_{Struct}^{0,3796} (W_{Carried} N_Z)^{0,4863} V_{EqMax}^2, \quad (A.28)$$

onde F_{MG} é o fator do trem de pouso principal na fuselagem, F_{NG} é o fator do trem de nariz na fuselagem, F_{Press} é o fator de pressurização, F_{VT} é o fator da empenagem vertical da fuselagem, F_{Mat} é o fator de material, L_{Struct} é o comprimento estrutural da fuselagem em pés, $W_{Carried}$ é o peso dos componentes carregados dentro da estrutura em libras, V_{EqMax} é a velocidade equivalente máxima em nós e N_Z é o fator de carga em g .

A Eq. (A.28) foi investigada para o estudo de caso, e apesar de os parâmetros de F serem baseados em um ajuste de curva de 197 fuselagens, variando de planadores lançados a mão até aeronaves de carga, segundo Gundlach (2012), os resultados foram insatisfatórios. Logo, a massa da fuselagem também foi estimada baseada nos aspectos geométricos e na densidade de um material pré-definido. O nariz da fuselagem é considerado apenas para fins aerodinâmicos, de forma que sua massa é desprezável.

A.6.1.3 – Empenagem

O peso da empenagem é dado pela soma das empenagens horizontal (W_{HT}) e vertical (W_{VT}) e, mediante o exposto, a mesma abordagem de estimativa de massa da asa foi considerada a mais apropriada para esses componentes.

A.6.1.4 – Grupo Moto-Propulsor

O peso do sistema de propulsão elétrico é composto pelo peso do motor W_{Mot} , da *gearbox* W_{Gear} , do controle eletrônico de velocidade (ESC) W_{ESC} e da fonte de energia W_{Bat} , como

$$W_{GMP} = W_{Mot} + W_{Gear} + W_{ESC} + W_{Bat}. \quad (A.29)$$

Apesar da abordagem explanada em Gundlach (2012), o sistema de propulsão é atribuído e são utilizados os dados do componentes definidos para o estudo de caso. O motor elétrico *brushless* escolhido está especificado na Tabela A.1. O ESC deve ser escolhido em função da corrente especificada pelo motor elétrico, conforme Tabela A.2. A bateria deve atender a voltagem máxima do motor elétrico escolhido, isto é, 14,8 V, con-

Tabela A.1 – Parâmetros do motor elétrico *brushless* escolhido.

Parâmetro	Valor
Modelo	NTM PropDrive v2 2836
KV (rpm/V)	1800
Potência máxima	438 W
Corrente máxima	30 A
ESC	40/50 A
Massa	82 g
Conectores	3,5 mm
Testes de hélice:	5x5 - 11,1 V - 123 W - 11,1 A
	5x5 - 14,8 V - 303 W - 20,5 A
	6x4 - 11,1 V - 182 W - 16,4 A
	6x4 - 14,8 V - 438 W - 29,6 A

Fonte: (PROPDRIVE..., 2019)

Tabela A.2 – Parâmetros do ESC escolhido.

Parâmetro	Valor
Modelo	Turnigy Plush-32 40 A
Corrente	40 A
BEC	5,5 V/ 5 A
Voltagem	8,4/ 25,2 V
Voltagem de corte	3,2 V
Massa	45,5 g
Conectores	3,5 mm

Fonte: (TURNIGY..., 2019b)

forme Tabela A.3. A hélice deve ser escolhida conforme testes apresentados pelo motor, resultando na Tabela A.4.

A.6.1.5 – Sistema de Controle de Voo

O sistema de controle de voo é constituído pelo conjunto do piloto automático e os servomecanismos atuadores das superfícies móveis. O sistema de piloto automático é atribuído, ou seja, possui um peso fixo. O piloto automático incluídos os equipamentos referentes à telemetria é estimado como 0,2 kg. Os servomotores das superfícies móveis são especificados conforme Tabela A.5

Tabela A.3 – Parâmetros da bateria escolhida.

Parâmetro	Valor
Modelo	Turnigy 3000 mAh 4S LiPo Pack w/ XT-60
Capacidade mínima	3000 mAh
Configuração	4S 1P/ 14,8 V
Descarga contínua	20 C
Descarga de pico	30 C
Massa do pacote	346 g
Conector de entrada	JST-XH
Conector de descarga	XT-60

Fonte: (TURNIGY..., 2019a)

Tabela A.4 – Parâmetros da hélice escolhida.

Parâmetro	Valor
Modelo	TGS6x5E
Diâmetro	6 in (15,24 cm)
Afastamento	5 in (12,7 cm)
Massa	3 g

Fonte: (TGS..., 2019)

A.7 – AERODINÂMICA

Inicialmente, é necessário definir o modelo atmosférico. O modelo adotado é o *International Standard Atmosphere* considerando uma temperatura padrão, onde a massa específica do ar ρ dada em kg/m³ é

$$\rho = 1,225 \left(\frac{Temp}{288,16} \right)^{-(g/l_r R+1)}, \quad (A.30)$$

onde g é a aceleração da gravidade em m/s², R é a constante dos gases ideais em Nm/kgK, l_r é o *lapse rate* em K/m e $Temp$ é a temperatura em K dada em função da altitude H em m como $Temp = 288,16 + l_r H$.

Os coeficientes aerodinâmicos da asa, da empenagem horizontal e vertical são calculados nessa subrotina. Conforme Anderson (2010), a força de sustentação é a componente da resultante aerodinâmica na direção perpendicular à da velocidade de escoamento livre V_∞ ou vento relativo. A força de arrasto é a componente na direção paralela à da velocidade V_∞ . A força de sustentação é dada por

$$L = q_\infty C_L S_{ref}, \quad (A.31)$$

onde S_{ref} é uma área de referência (geralmente a da asa), q_∞ é a pressão dinâmica dada

Tabela A.5 – Parâmetros do servomotor escolhido.

Parâmetro	Valor
Modelo	HXT900
Torque	1,6 kg-cm
Tensão	3 V - 6 V
Massa	9 g
Velocidade	0,12 s / 60 (4.8V)

Fonte: (HXT900..., 2019)

por $\frac{1}{2}\rho V_\infty^2$ e C_L é o coeficiente de sustentação. A força de arrasto é dada por

$$D = q_\infty C_D S_{ref}, \quad (\text{A.32})$$

onde C_D é o coeficiente de arrasto.

Também é necessário definir o número de Reynolds e o número de Mach, respectivamente, como

$$Re = \frac{V_\infty c}{\mu}. \quad (\text{A.33})$$

e

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{a_\infty}, \quad (\text{A.34})$$

onde c é o comprimento característico, μ é a viscosidade cinemática e a_∞ é a velocidade do som no ar.

A.7.1 – Sustentação

A partir de um banco de dados de aerofólios, é possível obter as principais características aerodinâmicas dos perfis como o coeficiente de sustentação C_l , o coeficiente de arrasto C_d e o coeficiente de momento C_m em relação ao ângulo de ataque α . Esses dados de perfil precisam ser transformados para o caso de uma asa de envergadura finita, utilizando a inclinação da curva de sustentação do aerofólio C_{l_α} e o ângulo de ataque para sustentação nula α_{0_L} . Diversas metodologias e *softwares* podem ser utilizados para tal fim como Roskam (1985) ou Raymer (1992).

A.7.1.1 – Asa

O ângulo de ataque para sustentação nula da asa, segundo Roskam (1985) Eq. (8.31), para velocidades subsônicas, é estimado por

$$\alpha_{0_{L_w}} = \alpha_{0_l} + \left(\frac{d\alpha_0}{d\epsilon_t} \right) \epsilon_t \frac{(\alpha_{0_l})_{atM}}{(\alpha_{0_l})_{atM=0,3}}, \quad (\text{A.35})$$

onde α_{0_l} é o ângulo de ataque para coeficiente de sustentação nula do perfil, $(d\alpha_0/d\epsilon_{HT})$ é a variação do ângulo de ataque para sustentação nula em função da torção da asa (Figura 8.41 Roskam (1985)), ϵ_t é o ângulo de torção da asa e $(\alpha_{0_l})_{atM}/(\alpha_{0_l})_{atM=0,3}$ é encontrado pela Figura 8.42 de Roskam (1985).

O ângulo de ataque da asa dada pela Eq. (8.20) é definido como

$$\alpha_w = \alpha + i_w, \quad (\text{A.36})$$

onde i_w é o ângulo de incidência da asa.

A inclinação da curva de sustentação da asa em função do ângulo de ataque C_{L_α} para alongamentos e ângulos de enflechamento arbitrários em escoamento subsônico pode ser encontrada pela Eq. (8.22) como

$$C_{L_{\alpha_w}} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{\frac{AR^2 \beta^2}{\kappa^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2} \right) + 4}}, \quad (\text{A.37})$$

onde β é o fator de correção da compressibilidade de Prandtl-Glauert, $\Lambda_{c/2}$ é o ângulo de enflechamento da linha de 1/2 de corda e $\kappa = C_{l_\alpha}/(2\pi/\beta)$. O fator β é dado por

$$\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2}. \quad (\text{A.38})$$

O coeficiente de sustentação da asa é dado por

$$C_{L_w} = C_{L_{\alpha_w}} (\alpha_w - \alpha_{0_{L_w}}). \quad (\text{A.39})$$

O coeficiente de sustentação da asa para ângulo de ataque nulo $C_{L_{0_w}}$ pode ser encontrado como

$$C_{L_{0_w}} = -\alpha_{0_{L_w}} C_{L_{\alpha_w}}. \quad (\text{A.40})$$

A.7.1.2 – Cauda

A metodologia adotada para a asa pode ser aplicada para as empenagens horizontal e vertical realizando as substituições adequadas das variáveis, mesmo que a EV não forneça sustentação para a aeronave. Inicialmente, estima-se o ângulo de ataque de sustentação nula e depois, a inclinação da curva de sustentação da EH $C_{L_{\alpha_{HT}}}$ e da EV $C_{L_{\alpha_{VT}}}$. Os perfis das empenagens horizontal e vertical geralmente são simétricos, zerando α_{0_L} e, conseqüentemente, C_{L_0} .

A.7.1.3 – Aeronave Completa

Geralmente, para evitar perdas de sustentação devido aos *gaps* entre as partes fixas e as móveis das superfícies de sustentação, fixa-se, por exemplo, o ângulo de incidência da asa igual ao ângulo de ataque que fornece a sustentação necessária para o cruzeiro (se essa for a etapa dominante da missão). Dessa forma, a fuselagem fica alinhada com a direção do escoamento e o arrasto é menor. A mesma abordagem é adotada para a empenagem horizontal. Sendo assim, contabiliza-se a sustentação total da aeronave como

$$L = L_w + L_{HT}. \quad (\text{A.41})$$

Substituindo a Eq. (A.31) na (A.41) pelas variáveis correspondentes à aeronave completa, à asa e à empenagem horizontal, respectivamente,

$$qS_{ref}C_L = qSC_{L_w} + \eta_{HT}qS_{HT}C_{L_{HT}}, \quad (\text{A.42})$$

dividindo por qS ,

$$C_L = C_{L_w} + \eta_{HT} \frac{S_{HT}}{S} C_{L_{HT}}. \quad (\text{A.43})$$

Substituindo a Eq. (A.39) referente à asa e à empenagem horizontal na Eq. (A.43),

$$C_L = C_{L_{0w}} + C_{L_{\alpha_w}} \alpha_w + \eta_{HT} \frac{S_{HT}}{S} (C_{L_{0HT}} + C_{L_{\alpha_{HT}}} \alpha_{HT}). \quad (\text{A.44})$$

O coeficiente de sustentação do lado esquerdo da Eq. (A.44) é o C_L operacional da aeronave ($L = W$) dado por

$$C_{L_{oper}} = \frac{W}{q_{\infty} S}. \quad (\text{A.45})$$

O ângulo da empenagem horizontal, conforme Gudmundsson (2014), é

$$\alpha_{HT} = \alpha - \varepsilon + i_{HT}, \quad (\text{A.46})$$

onde o ângulo de *downwash* ϵ da EH pode ser escrito como

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\alpha. \quad (\text{A.47})$$

O ângulo residual de *downwash* da EH, segundo Gudmundsson (2014) Eq. (11-14), é

$$\varepsilon_0 = \frac{2}{\pi AR}(C_{L_{0w}}). \quad (\text{A.48})$$

O gradiente de *downwash* sobre a empenagem horizontal ($d\varepsilon/d\alpha$), de acordo com Roskam (1985) Eq. (8.45), pode ser encontrado como

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4,44(K_{AR}K_{\lambda}K_{HT}\sqrt{\cos \Lambda_{c/4}})^{1,19} \frac{(C_{L_{\alpha w}})_{at \ M}}{(C_{L_{\alpha w}})_{at \ M=0}}, \quad (\text{A.49})$$

onde os fatores K_{AR} , K_{λ} e K_{HT} são fatores de correção do alongamento, da razão de afilamento e da posição da empenagem horizontal, respectivamente, dados por

$$K_{AR} = \frac{1}{AR} - \frac{1}{1 + AR^{1,7}}, \quad (\text{A.50})$$

$$K_{\lambda} = \frac{10 - 3\lambda}{7} \quad (\text{A.51})$$

e

$$K_{HT} = \frac{1 - (z_{HT}/b)}{\sqrt[3]{\frac{2l_{HT}}{b}}}. \quad (\text{A.52})$$

O parâmetro z_{HT} é a distância vertical entre a empenagem horizontal e a asa definida na Figura 8.66 de Roskam (1985). Ele é calculado como a diferença entre a posição em z da raiz da asa e da raiz da EH.

Os ângulos referentes à asa e à empenagem horizontal são substituídos na Eq. (A.44) pelas Eqs. (A.36) e (A.46), respectivamente,

$$\frac{W}{qS_{ref}} = C_{L_{0w}} + (\alpha + i_w)C_{L_{\alpha w}} + \eta \frac{S_{HT}}{S} [C_{L_{0HT}} + (\alpha - \varepsilon + i_{HT})C_{L_{\alpha HT}}]. \quad (\text{A.53})$$

A Eq. (A.53) é uma das equações que constituem o sistema para determinar os ângulos de incidência da asa e da EH.

O coeficiente de sustentação da aeronave para ângulo de ataque nulo, conforme Roskam (1985) Eq. (8.32), é

$$C_{L_0} = C_{L_{0wf}} + C_{L_{\alpha HT}} \eta_{HT} \frac{S_{HT}}{S} (i_{HT} - \varepsilon_0), \quad (\text{A.54})$$

onde $C_{L_{0wf}}$ é o coeficiente de sustentação da combinação asa-fuselagem para ângulo

de ataque nulo e η_{HT} é um fator de eficiência da empenagem horizontal (q_{HT}/q_{∞}). O coeficiente de sustentação da combinação asa fuselagem para ângulo de ataque nulo é

$$C_{L_{0wf}} = (i_w - \alpha_{L_{0w}}) C_{L_{\alpha wf}}, \quad (A.55)$$

onde $C_{L_{\alpha wf}}$ é a inclinação da curva de sustentação da combinação asa-fuselagem, α_{L_0} é o ângulo de ataque da aeronave para sustentação nula.

A inclinação da curva de sustentação da combinação asa-fuselagem é dada por

$$C_{L_{\alpha wf}} = K_{wf} C_{L_{\alpha w}}, \quad (A.56)$$

onde K_{wf} é um fator de correção do efeito da fuselagem sobre a asa igual a

$$K_{wf} = 1 + 0,025 \left(\frac{2r_{fus}}{b} \right) - 0,25 \left(\frac{2r_{fus}}{b} \right)^2. \quad (A.57)$$

A inclinação da curva do coeficiente de sustentação da aeronave completa é dado em Roskam (1985) Eq. (8.42) como

$$C_{L_{\alpha_{airplane}}} = C_{L_{\alpha wf}} + C_{L_{\alpha HT}} \eta_{HT} \frac{S_{HT}}{S} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right). \quad (A.58)$$

O coeficiente de sustentação máximo da aeronave em configuração limpa, segundo Raymer (1992) Eq. (12.15), é

$$C_{L_{max}} = 0,9 C_{l_{max}} \cos \Lambda_{c/4}, \quad (A.59)$$

onde $C_{l_{max}}$ é o coeficiente de sustentação máximo do perfil da asa.

A.7.2 – Arrasto

O coeficiente de arrasto pode ser estimado em um função da polar de arrasto parabólica simétrica conforme Roskam e Lan (1997) Eq. (5.1):

$$C_D = C_{D_0} + k C_L^2 \quad (A.60)$$

onde k e C_{D_0} são características da aeronave.

O arrasto pode ser dividido em duas componentes: arrasto parasita e induzido. O arrasto parasita é aquele que não é dependente da produção de sustentação. O arrasto induzido é definido como aquele que depende diretamente da produção de sustentação.

A.7.2.1 – Asa

Conforme Roskam e Lan (1997) Eq. (5.7), para asas com $AR < 30$ e $\Lambda < 30^\circ$, a polar de arrasto a seguir fornece uma curva com um ajuste razoável para valores de coeficientes de sustentação entre 0 e 1:

$$C_{D_w} = C_{D_{0w}} + C_{D_{iw}}, \quad (\text{A.61})$$

onde $C_{D_{0w}}$ é o coeficiente de arrasto da asa para sustentação nula e $C_{D_{iw}}$ é o coeficiente de arrasto induzido. O coeficiente de arrasto para sustentação nula da asa em regime subsônico é determinado empiricamente em Roskam e Lan (1997) Eq. (5.8) como

$$C_{D_{0w}} = R_{wf} R_{LS} C_{f_w} (1 + L'(t/c) + 100(t/c)^4) \frac{S_{wet_w}}{S}, \quad (\text{A.62})$$

onde R_{wf} é o chamado fator de interferência asa-fuselagem (Figura 5.11 de Roskam e Lan (1997)), R_{LS} é um fator de correção de superfície sustentadora que depende do ângulo de enflechamento na posição de maior espessura do perfil da asa $\Lambda_{t/c_{max}}$ (Figura 5.12 de Roskam e Lan (1997)), C_{f_w} é o coeficiente de fricção da asa de placa plana, L' é um parâmetro de localização da maior espessura do perfil, t/c é a razão de espessura da asa definida em função da c_{MGC} e da máxima espessura de perfil t e S_{wet_w} é a área molhada da asa. O coeficiente de fricção da asa de placa plana pode ser encontrado por

$$C_{f_w} = \frac{0,455}{(\log_{10} Re)^{2,58} (1 + 0,144 M_\infty^2)^{0,58}}. \quad (\text{A.63})$$

O parâmetro de localização da maior espessura do perfil é definido conforme Figura 5.15 de Roskam e Lan (1997).

No conceito da aeronave do estudo de caso, a asa fica posicionada sobre a fuselagem. Logo, a área em planta exposta é igual à área em planta da asa. A área molhada da asa pode ser calculada como

$$S_{wet_w} = 2S_{exp_w} \left[1 + \frac{(t/c)_{r_w}}{4(1 + \lambda)} \left(1 + \lambda \frac{(t/c)_{r_w}}{(t/c)_{t_w}} \right) \right], \quad (\text{A.64})$$

onde $(t/c)_{r_w}$ e $(t/c)_{t_w}$ são as razões da espessura pela corda dos perfis da raiz e da ponta da asa, respectivamente.

A parcela do coeficiente de arrasto devido à sustentação Eq. (5.12) é

$$C_{D_{iw}} = \frac{C_{L_w}^2}{\pi A R e}, \quad (\text{A.65})$$

onde e é o fator de eficiência de Oswald. Roskam (1985) apresenta uma metodologia detalhada para estimar o fator de eficiência de Oswald, entretanto os valores usuais va-

riam entre 0,75 e 0,85. Howe (2005) Eq. (6.14) apresenta um equacionamento para o coeficiente de arrasto induzido onde é possível isolar e como

$$e = \frac{1}{(1 + 0,12M_\infty^6) \left(1 + \frac{0,142 + f_\lambda AR(10(t/c)_w)^{0,33}}{\cos^2 \Lambda_{c/4}} + 0,1 \frac{3n_{eng} + 1}{(4 + AR)^{0,8}} \right)}, \quad (A.66)$$

onde

$$f_\lambda = 0,005(1 + 1,5(\lambda - 0,6)^2). \quad (A.67)$$

A.7.2.2 – Fuselagem

As contribuições do arrasto devido à fuselagem consistem no arrasto de fricção, induzido (devido à sustentação), de compressibilidade (ou de onda), de forma e base e de interferência. O coeficiente de arrasto da fuselagem geralmente pode ser satisfatoriamente determinado em função dos coeficientes de arrasto para sustentação nula, de base e devido à sustentação. Entretanto, o arrasto induzido da fuselagem, em ângulos de ataque de voo normais, tende a ser desprezível e o arrasto de base não será contabilizado. Conforme Roskam e Lan (1997) Eq. (5.19), o coeficiente de arrasto para sustentação nula da fuselagem é empiricamente dado por

$$C_{D0_{fus}} = R_{wf} C_{f_{fus}} \left(1 + \frac{60}{(\lambda_{fus})^3} + 0,0025(\lambda_{fus}) \right) \frac{S_{wet_{fus}}}{S}, \quad (A.68)$$

R_{wf} é o mesmo fator de interferência asa-fuselagem utilizado na Eq. (A.62), $C_{f_{fus}}$ é o coeficiente de fricção da fuselagem de placa plana, λ_{fus} é a razão de esbeltez da fuselagem e $S_{wet_{fus}}$ é a área molhada da fuselagem. O coeficiente de fricção da fuselagem de placa plana pode ser encontrado por

$$C_{f_{fus}} = \frac{0,455}{(\log_{10} Re_{fus})^{2,58} (1 + 0,144M_\infty^2)^{0,58}}, \quad (A.69)$$

onde Re_{fus} é o número de Reynolds da fuselagem dado por

$$Re_{fus} = \frac{V_\infty l_{fus}}{\mu}. \quad (A.70)$$

A área molhada da fuselagem pode ser encontrada como

$$S_{wet_{fus}} = \pi d_{fus} l_{fus} \left(1 - \frac{2}{\lambda_{fus}} \right)^{2/3} \left(1 + \frac{1}{\lambda_{fus}^2} \right). \quad (A.71)$$

A.7.2.3 – Cauda

As contribuições de arrasto devido às empenagens incluem o arrasto de fricção, o induzido, o de compressibilidade, o de perfil (ou espessura) e o de interferência. As contribuições para sustentação zero da empenagem horizontal, vertical e do *canard* (se existir) podem ser computadas pela Eq. (A.62) modificando o número de Reynolds, a espessura e a área molhada (Obs.: a variável S continua sendo a área da asa).

O coeficiente de arrasto induzido é calculado apenas para a empenagem horizontal, porque é a única a gerar sustentação para a aeronave, e pode ser estimado pelo chamado arrasto de balanço, conforme Roskam e Lan (1997), como

$$C_{D_{i_{HT}}} = \eta_{HT} \left(\frac{C_{L_{HT}}^2}{\pi A R_{HT} e_{HT}} \right) \frac{S_{HT}}{S}, \quad (\text{A.72})$$

onde $C_{L_{HT}}$, conforme Roskam (1985) Eq. (4.46), é

$$C_{L_{HT}} = C_{L_{\alpha_{HT}}} (\alpha_{HT} - \alpha_{0_{L_{HT}}}). \quad (\text{A.73})$$

A.7.2.4 – Aeronave Completa

O coeficiente de arrasto da aeronave completa é dado pela soma das parcelas de arrasto de cada componente.

A.7.3 – Momento

O centro aerodinâmico é o ponto da aeronave, asa ou seção de aerofólio sobre o qual o momento de arfagem é independente do ângulo de ataque, ou seja, $dC_{m_{A.C.}}/d\alpha$. No regime subsônico, a posição do centro aerodinâmico é aproximadamente a 1/4 da corda média aerodinâmica. Esse é o ponto mais conveniente para posicionar a sustentação, o arrasto e o momento.

A.7.3.1 – Asa

O coeficiente de momento de sustentação nula para asas retas convencionais com razões de alongamento maiores que 2,5 e ângulos de enflechamento menores que 45°,

segundo Roskam (1985) Eq. (8.70), pode ser encontrado como

$$C_{M_{0w}} = \frac{AR \cos^2 \Lambda_{c/4}}{AR + 2 \cos \Lambda_{c/4}} \frac{(c_{m_{0r}} + c_{m_{0t}})}{2} + \frac{\Delta C_{m_0}}{\epsilon_t} \epsilon_t, \quad (\text{A.74})$$

onde $c_{m_{0r}}$ e $c_{m_{0t}}$ são os coeficientes de momento de sustentação nula dos perfis da raiz e da ponta e da asa, respectivamente. A razão $(\Delta C_{m_0})/\epsilon_t$ é encontrada através da Figura 8.98 de Roskam (1985).

A.7.3.2 – Aeronave Completa

Baseado em Gudmundsson (2014), é possível estimar o momento em torno do centro de gravidade de forma simplificada visando montar o sistema de equações para encontrar os ângulos de incidência da asa e da empenagem horizontal. O momento em torno do CG pode ser calculado como

$$M_{CG} = L_w(x_{CG} - x_{CA_w}) + M_w + L_{HT}(x_{CG} - x_{CA_{HT}}). \quad (\text{A.75})$$

A Eq. (A.75) deve ser igual a zero para garantir o equilíbrio longitudinal estático. Substituindo novamente a Eq. (A.31) na (A.75) pelas variáveis correspondentes à aeronave completa, à asa e à empenagem horizontal, respectivamente,

$$qSC_{L_w}(x_{CG} - x_{CA_w}) + qS\bar{c}C_{M_w} + \eta_{HT}qS_{HT}C_{L_{HT}}(x_{CG} - x_{CA_{HT}}) = 0, \quad (\text{A.76})$$

dividindo por qS ,

$$C_{L_w}(x_{CG} - x_{CA_w}) + \bar{c}C_{M_w} + \eta_{HT}\frac{S_{HT}}{S}C_{L_{HT}}(x_{CG} - x_{CA_{HT}}) = 0 \quad (\text{A.77})$$

$$\begin{aligned} & [C_{L_{0w}} + (\alpha + i_w)C_{L_{\alpha w}}](x_{CG} - x_{CA_w}) + \bar{c}C_{M_{0w}} \\ & + \eta_{HT}\frac{S_{HT}}{S} [C_{L_{0HT}} + (\alpha - \varepsilon + i_{HT})C_{L_{\alpha HT}}](x_{CG} - x_{CA_{HT}}) = 0. \end{aligned} \quad (\text{A.78})$$

A Eq. (A.78) é a segunda equação do sistema que, com a Eq. (A.53), determina os ângulos de incidência da asa e da empenagem horizontal.

A.8 – DESEMPENHO

Para determinar o alcance e a autonomia de uma aeronave elétrica, as equações de Breguet não são válidas, porque a massa permanece constante durante todo o voo. Traub (2011) propõe um equacionamento simplificado, considerando que a polar de arrasto do avião seja a dada pela Eq. (A.60). A autonomia e o alcance devem ser investigados com cautela por meio de um equacionamento como o apresentado por Pereira (2018), que modela a descarga da bateria.

O alcance de uma ARP geralmente está relacionado ao sistema de telemetria entre a aeronave e a base em solo, dessa forma esse bloco se limitou a calcular a velocidade ideal para autonomia máxima e uma estimativa de autonomia conforme Traub (2011). A potência requerida, para um aeronave em voo permanente nivelado, é

$$P_{req} = D V \quad (A.79)$$

ou, isolando V na Eq. (A.31),

$$P_{req} = 0,5\rho V^3 S C_{D_0} + \frac{2W^2 k}{\rho V S}. \quad (A.80)$$

A autonomia em horas pode ser estimada como

$$E = Rt^{1-n_{Bat}} \left(\frac{\eta_{Tot} Volt_{Bat} C_{Bat}}{P_{req}} \right)^{n_{Bat}}, \quad (A.81)$$

onde Rt é o tempo de descarga no qual a capacidade foi determinada (geralmente 1 hora para pacotes pequenos de baterias recarregáveis), n_{Bat} é o número de baterias, η_{Tot} é a eficiência total do sistema de propulsão, $Volt_{Bat}$ é a voltagem da bateria e C_{Bat} é a capacidade da bateria em Ah. A velocidade requerida para autonomia máxima é

$$V_E = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{k}{3C_{D_0}}}. \quad (A.82)$$

A.9 – ESTABILIDADE

Conforme Etkin e Reid (1996), a estabilidade, ou a falta dela, é uma propriedade de um estado de equilíbrio. O equilíbrio é estável se, quando o corpo é levemente perturbado em qualquer um de seus graus de liberdade, ele retorna ao seu estado inicial. O equilíbrio é neutro se uma perturbação gera um estado indiferente, sem retorno ao equilíbrio e sem divergência. O equilíbrio é instável quando uma perturbação é sucedida de um efeito que

distancia o corpo ainda mais do equilíbrio, gerando divergência ou dispersão. Em termos gerais, a estabilidade pode ser enunciada, de uma maneira intuitiva, como a capacidade do sistema retornar ao equilíbrio após uma perturbação.

A estimativa das derivadas aerodinâmicas tem por finalidade possibilitar o estudo da estabilidade estática e dinâmica, e das características de pilotagem de aeronave (SOUZA, 2005). As derivadas de estabilidade e controle são parte de uma técnica de modelagem aerodinâmica que será posteriormente utilizada em dinâmica de voo. A metodologia adotada para o cálculo dessas derivadas é baseada em métodos semi empíricos apresentados por Roskam (1983). Tais métodos são aplicáveis a aeronaves de configuração convencional. A Tabela A.6 elucida essas derivadas das forças e momentos em relação aos estados e controles.

Tabela A.6 – Tabela de possíveis derivadas de estabilidade e controle.

	α	q	$\dot{\alpha}$	β	p	r	$\dot{\beta}$	δ_e	δ_a	δ_r
C_L	$C_{L\alpha}$	C_{Lq}	-	-	-	-	-	$C_{L\delta_e}$	-	-
C_m	$C_{m\alpha}$	C_{mq}	$C_{m\dot{\alpha}}$	-	-	-	-	$C_{m\delta_e}$	-	-
C_l	-	-	-	$C_{l\beta}$	C_{lp}	C_{lr}	-	-	$C_{l\delta_a}$	$C_{l\delta_r}$
C_y	-	-	-	$C_{y\beta}$	C_{yp}	C_{yr}	-	-	$C_{y\delta_a}$	$C_{y\delta_r}$
C_n	-	-	-	$C_{n\beta}$	C_{np}	C_{nr}	-	-	$C_{n\delta_a}$	$C_{n\delta_r}$

Fonte: Adaptado de Cook (2011).

- $C_{L\alpha}$ é a derivada do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque;
- C_{Lq} é a derivada do coeficiente de sustentação em função da velocidade de arfagem;
- $C_{L\delta_e}$ é a derivada do coeficiente de sustentação em função do ângulo de deflexão do profundor;
- C_{mq} é a derivada do coeficiente de momento de arfagem em função da velocidade de arfagem;
- $C_{m\alpha}$ é a derivada do coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de ataque;
- $C_{m\dot{\alpha}}$ é a derivada do coeficiente de momento de arfagem em função da derivada do ângulo de ataque;
- $C_{m\delta_e}$ é a derivada do coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de deflexão do profundor;
- $C_{l\beta}$ é a derivada do coeficiente do momento de rolamento em função do ângulo de derrapagem;

- C_{l_p} é a derivada do coeficiente do momento de rolamento em função da velocidade de rolamento;
- C_{l_r} é a derivada do coeficiente de momento de rolamento em função da velocidade de guinada;
- $C_{l_{\delta_a}}$ é a derivada do coeficiente de momento de rolamento em função do ângulo de deflexão do aileron;
- C_{y_β} é a derivada da força lateral em função do ângulo de derrapagem;
- C_{y_p} é a derivada da força lateral em função da velocidade de rolamento;
- C_{y_r} é a derivada da força lateral em função da velocidade de guinada;
- $C_{y_{\delta_a}}$ é a derivada da força lateral em função do ângulo de deflexão do aileron;
- C_{n_β} é a derivada do coeficiente do momento de guinada em função do ângulo de derrapagem;
- C_{n_p} é a derivada do coeficiente do momento de guinada em função da velocidade de rolamento;
- C_{n_r} é a derivada do coeficiente de momento de guinada em função da velocidade de guinada;
- $C_{n_{\delta_a}}$ é a derivada do coeficiente de momento de guinada em função do ângulo de deflexão do aileron.

A.9.1 – Estabilidade Estática

A.9.1.1 – Longitudinal

O voo no plano longitudinal pode ser nivelado ou inclinado (subida ou descida). Nessa condição, a dinâmica látero-direcional está equilibrada, o que é garantido em uma aeronave simétrica, com deflexões nulas do leme e ailerons. Dentro do escopo da estabilidade, é obrigatório considerar o momento de arfagem que age na aeronave quando o ângulo de ataque é alterado de seu valor de equilíbrio, devido a uma rajada de vento vertical, por exemplo. Investiga-se se o momento atua no sentido de restaurar o ângulo de ataque original da aeronave ou não.

Conforme Etkin e Reid (1996), as forças aerodinâmicas de qualquer superfície sustentadora podem ser representadas agindo no centro médio aerodinâmico, junto com um momento de arfagem independente do ângulo de ataque.

Quando as forças e os momentos na asa, na fuselagem, na cauda e no sistema propulsivo são lineares em relação a α , o momento total de arfagem pode ser escrito como

$$C_{m_{CG}} = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha, \quad (\text{A.83})$$

onde

$$C_{m_0} = C_{m_{0fus}} + C_{m_{0w}} + \eta_{HT} V_{HT} C_{L_{\alpha HT}} (\epsilon_0 + i_w - i_{HT}) \quad (\text{A.84})$$

e

$$C_{m_\alpha} = C_{L_{\alpha w}} \left(\frac{x_{CG}}{\bar{c}} - \frac{x_{AC}}{\bar{c}} \right) + C_{m_{\alpha fus}} - \eta_{HT} C_{L_{\alpha HT}} V_{HT} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right). \quad (\text{A.85})$$

A.10 – DINÂMICA DE VOO

Neste trabalho, o modelo de mecânica de voo trata a aeronave como um corpo rígido com 6 graus de liberdade, isto é, seu movimento pode ser completamente descrito por um movimento translacional do CM e por um rotacional em torno do CM, conforme Cook (2011).

O primeiro referencial de interesse é aquele fixado em relação à Terra, adotada como plana. Ele é chamado de referencial inercial terrestre e é representado por (x_0, y_0, z_0) . O segundo referencial de interesse é aquele intrínseco ao corpo da aeronave. A origem coincide com o CM e ele pode ser representado por (x_b, y_b, z_b) . O terceiro referencial de interesse é chamado de referencial aerodinâmico ou sistema de trajetória em relação ao ar e é representado por (x_a, y_a, z_a) . A origem também está posicionada no CM da aeronave, porém o eixo x_a coincide com o vetor velocidade do avião em relação ao ar ("vento relativo").

A.11 – EQUAÇÕES DE CINEMÁTICA E DINÂMICA

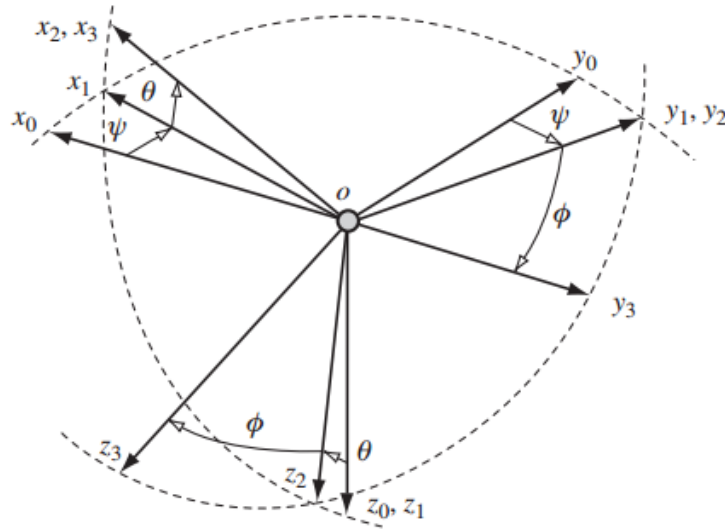
Em mecânica de voo, trabalha-se com 12 equações diferenciais: 6 de dinâmica e 6 de cinemática que são descritas a seguir. Na cinemática de translação, busca-se a relação entre as velocidades lineares e a posição inercial. Na rotação, procura-se a resposta dos parâmetros de atitude ao vetor velocidade angular. A cinemática de translação dá origem a três equações diferenciais de primeira ordem. A de rotação também determina três equações diferenciais quando a representação mínima por ângulos de Euler é adotada.

No âmbito da dinâmica, também se obtém três equações diferenciais para a translação e três para a rotação. No primeiro caso, a relação se dá entre as forças e as derivadas das velocidades lineares inerciais. No segundo, entre os momentos e as derivadas das velocidades angulares.

Como existem sistemas de referência distintos, uma matriz de transformação é necessária para que se possa trabalhar em um único sistema de eixos. Um dos conjuntos de ângulos usados na mecânica de voo expressa a orientação da aeronave no sistema do corpo em relação ao da Terra em função de ψ , θ e ϕ .

Os ângulos ψ , θ e ϕ são os ângulos de Euler (guinada, arfagem e rolamento, respectivamente) e a sequência de rotações adotada é a 3-2-1, conforme a Figura A.2. Primeiro, ocorre uma rotação de ψ em torno do eixo z_0 do referencial inercial, depois uma rotação θ em torno do eixo y_1 de um sistema intermediário e, finalmente, uma rotação de ϕ em torno de x_2 . A matriz que compreende essas rotações se chama matriz de atitude ou de transformação.

Figura A.2 – Ângulos de Euler.

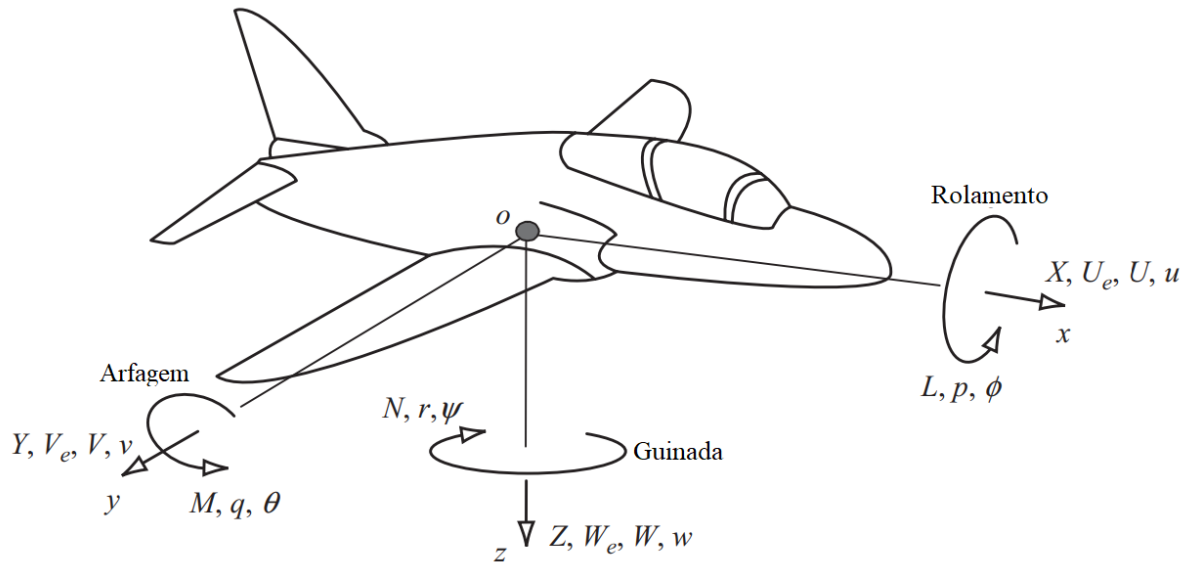


Fonte: (COOK, 2011).

A matriz de atitude que realiza a transformação do sistema inercial para o sistema do corpo é dada por

$$C_b^0 = \begin{bmatrix} \cos(\theta) \cos(\psi) & \cos(\theta) \sin(\psi) & -\sin(\theta) \\ -\cos(\phi) \sin(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) & \cos(\phi) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) & \sin(\phi) \cos(\theta) \\ \sin(\phi) \sin(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) & -\sin(\phi) \cos(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) & \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix}. \quad (\text{A.86})$$

Figura A.3 – Notação das variáveis de movimento.



Fonte: Adaptado de (COOK, 2011).

A.11.1 – Cinemática de Translação

A cinemática de translação é caracterizada pelo vetor posição \mathbf{R} entre a origem do sistema inercial e a origem do sistema de referência do corpo, escrito como

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix}, \quad (\text{A.87})$$

onde x_0 , y_0 e z_0 são as componentes do vetor posição no sistema inercial. Se a origem do sistema inercial estiver localizada no nível do mar, a altitude do CM do corpo é dada por $H = -z_0$. A velocidade inercial \mathbf{V}_0 do CM da aeronave em relação ao sistema inercial define a cinemática de translação como

$$\mathbf{V}_0 = \begin{bmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{bmatrix} = C_0^b \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}, \quad (\text{A.88})$$

na qual a matriz $C_0^b = (C_b^0)^T$ é a transposta da matriz de atitude e u , v e w são as componentes da velocidade axial, lateral e normal nos eixos x , y e z , respectivamente.

Escrevendo a Equação (A.88) em função das componentes da velocidade, é possível obter as equações da cinemática translacional como

$$\dot{x}_0 = u \cos \psi \cos \theta - (\sin \phi \cos \psi \sin \theta)v + (\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \psi \sin \theta)w, \quad (\text{A.89})$$

$$\dot{y}_0 = u \cos \psi \cos \theta + (\sin \phi \cos \psi \sin \theta)v + (\cos \phi \cos \psi \sin \theta - \sin \psi \sin \psi)w \quad (\text{A.90})$$

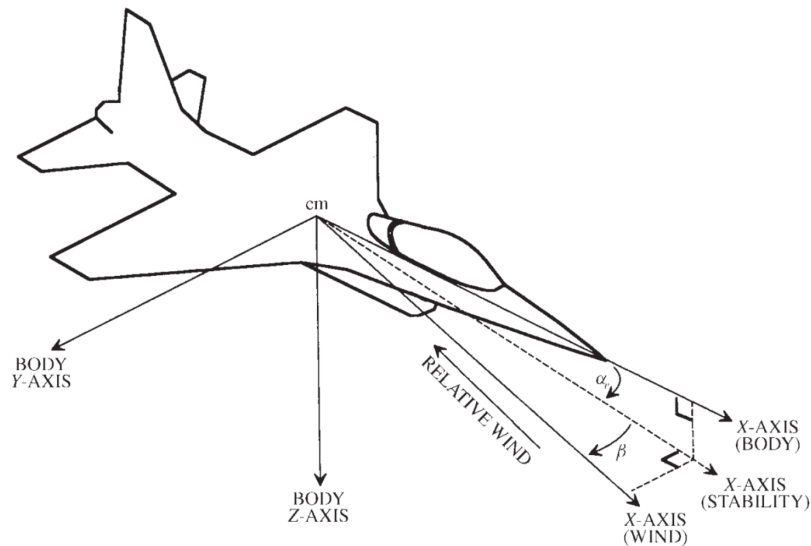
e

$$\dot{H}_0 = u \sin \theta + v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta. \quad (\text{A.91})$$

As equações acima são equações diferenciais acopladas que dependem das componentes da velocidade de translação e dos ângulos de Euler. Para resolvê-las, é preciso saber as condições iniciais x_0 , y_0 e H_0 e o comportamento da velocidade e dos ângulos de Euler.

Para trabalhar com o sistema de referência aerodinâmico, é necessário definir o ângulo de ataque α e o ângulo de derrapagem β , conforme Figura A.4.

Figura A.4 – Definição dos ângulos aerodinâmicos.



Fonte: (STEVENS; LEWIS; JOHNSON, 2015).

O ângulo de ataque α , o ângulo de derrapagem β e o módulo da velocidade no sistema aerodinâmico podem ser escritos, respectivamente, como

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right), \quad (\text{A.92})$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{v}{V} \right) \quad (\text{A.93})$$

e

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}. \quad (\text{A.94})$$

As componentes de velocidade u , v e w podem ser escritas em função de α e β

como

$$u = V \cos \alpha \cos \beta, \quad (\text{A.95})$$

$$v = V \sin \beta \quad (\text{A.96})$$

e

$$w = V \sin \alpha \cos \beta. \quad (\text{A.97})$$

A.11.2 – Cinemática de Rotação

A cinemática de rotação também é chamada de cinemática de atitude e depende da parametrização da atitude que se adota. Pode ser dada na forma de equação ou na forma matricial. Considerando a notação 3-2-1 dos ângulos de Euler, a cinemática de rotação é dada por

$$\dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \quad (\text{A.98})$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (\text{A.99})$$

$$\dot{\psi} = r \cos \phi \sec \theta + q \sin \phi \sec \theta \quad (\text{A.100})$$

ou

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}, \quad (\text{A.101})$$

onde p , q e r são as velocidades angulares de rolamento, arfagem e guinada, respectivamente, com respeito ao sistema de referência da Terra escritas nos eixos x , y e z do sistema de referência do corpo. O vetor velocidade angular é dado por

$$\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (\text{A.102})$$

A Equação (A.101) mostra que o vetor das velocidades angulares é igual a matriz de rotação multiplicada pelo vetor de derivada dos ângulos de Euler. As equações da cinemática de rotação são acopladas e não lineares.

A.11.3 – Dinâmica de Translação

A 2ª lei de Newton é usada para equacionar a dinâmica de translação de um corpo rígido. Assim,

$$\sum \mathbf{F} = \frac{d\mathbf{P}}{dt} \Big|_{inercial}, \quad (\text{A.103})$$

onde

$$\mathbf{P} = m\mathbf{V}_0 \quad (\text{A.104})$$

é a quantidade de movimento linear. Substituindo \mathbf{P} e considerando a massa constante,

$$\sum \mathbf{F} = m \frac{d\mathbf{V}_0}{dt} \Big|_{inercial}. \quad (\text{A.105})$$

A quantidade de movimento linear da aeronave com a velocidade inercial escrita no referencial do corpo é dada por

$$\mathbf{P} = m \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}. \quad (\text{A.106})$$

De forma a realizar a transformação entre os sistemas inercial e girante, considera-se um vetor genérico \mathbf{V} medido em relação a um referencial inercial que é decomposto em relação a um referencial girante, escrito como

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} \Big|_{inercial} = \frac{d\mathbf{V}}{dt} \Big|_{girante} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}. \quad (\text{A.107})$$

Combinando a equação anterior com a segunda Lei de Newton e com a velocidade inercial no referencial do corpo, obtém-se

$$\sum \mathbf{F} = m \left(\frac{d\mathbf{V}_0}{dt} \Big|_{girante} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}_0 \right) \quad (\text{A.108})$$

e explicitando $\mathbf{V}_0 = [u, v, w]^T$ e $\boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T$,

$$\sum \mathbf{F} = m \left(\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \right) \quad (\text{A.109})$$

ou

$$\sum \mathbf{F} = m \left(\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - qw \\ pv - qu \end{bmatrix} \right). \quad (\text{A.110})$$

A força resultante atuante na aeronave pode ser escrita como

$$\sum \mathbf{F} = \begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix}. \quad (\text{A.111})$$

Substituindo a Eq. (A.111) na Eq. (A.110), a expressão para a dinâmica de translação da aeronave fica

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix} \quad (\text{A.112})$$

ou

$$\dot{u} = rv - qw + X_r/m, \quad (\text{A.113})$$

$$\dot{v} = pw - ru + Y_r/m \quad (\text{A.114})$$

e

$$\dot{w} = qu - pv + Z_r/m. \quad (\text{A.115})$$

A.11.4 – Dinâmica de Rotação

A 2ª lei de Newton também é usada para equacionar a dinâmica de rotação de um corpo rígido. Assim, a somatória dos momentos \mathbf{M}_G que são calculados tomando como braço de alavanca um vetor com origem no centro de massa do corpo é dada por

$$\sum \mathbf{M}_G = \left. \frac{d\mathbf{H}_G}{dt} \right|_{inercial}, \quad (\text{A.116})$$

onde \mathbf{H}_G é a quantidade de movimento angular calculada com o mesmo braço de alavanca.

Para um corpo girante, a Equação (A.116) se torna

$$\sum \mathbf{M}_G = \left. \frac{d\mathbf{H}_G}{dt} \right|_{girante} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}_G. \quad (\text{A.117})$$

A Equação (A.117) é conhecida como Equação de Euler. Considerando um corpo

rígido, $\mathbf{H}_G = I_G \omega$, onde I_G é a matriz de inércia do corpo definida como

$$I_G = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}, \quad (\text{A.118})$$

na qual as coordenadas x , y e z são tomadas no sistema do corpo e varridas ao longo de todo o corpo, I_{xx} , I_{yy} e I_{zz} são os momentos de inércia e I_{xy} , I_{xz} e I_{yz} são os produtos de inércia. Por causa da simetria longitudinal da aeronave, I_{xy} e I_{yz} são zero. Sabendo que

$$\left. \frac{d\omega}{dt} \right|_{\text{girante}} = \dot{\omega} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}, \quad (\text{A.119})$$

e substituindo a equação da quantidade de movimento em função da matriz de inércia ($\mathbf{H}_G = I_G \omega$), a expressão simplificada para a dinâmica de rotação é

$$\sum \mathbf{M}_G = \begin{bmatrix} -I_{yy}qr + q(I_{zz}r - I_{xz}p) + I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} \\ -p(I_{zz}r - I_{xz}p) + r(I_{xx}p - I_{xz}r) + I_{yy}\dot{q} \\ I_{yy}pq - (I_{xx}p - I_{xz}r)q - I_{xz}\dot{p} + I_{zz}\dot{r} \end{bmatrix}. \quad (\text{A.120})$$

O momento resultante atuante na aeronave pode ser escrito como

$$\sum \mathbf{M}_G = \begin{bmatrix} \mathcal{L} \\ \mathcal{M} \\ \mathcal{N} \end{bmatrix}, \quad (\text{A.121})$$

onde \mathcal{L} , \mathcal{M} e \mathcal{N} são os momentos aerodinâmicos resultantes de rolamento, arfagem e guinada escritos nos eixos x , y e z do sistema do corpo. Agora, substituindo a Eq. (A.121) em (A.120) e isolando \dot{p} , \dot{q} e \dot{r} , as equações da dinâmica de rotação ficam escritas como

$$\dot{p} = -\frac{I_{xx}I_{xz}pq + I_{xz}^2(-q)r - I_{xz}I_{yy}pq + I_{xz}I_{zz}pq + I_{xz}\mathcal{N} + I_{yy}I_{zz}qr - I_{zz}^2qr + I_{zz}\mathcal{L}}{I_{xz}^2 - I_{xx}I_{zz}}, \quad (\text{A.122})$$

$$\dot{q} = -\frac{I_{xx}pr + I_{xz}p^2 - I_{xz}r^2 - I_{zz}pr - \mathcal{M}}{I_{yy}} \quad (\text{A.123})$$

e

$$\dot{r} = -\frac{I_{xx}^2pq - I_{xx}I_{xz}qr - I_{xx}I_{yy}pq + I_{xx}\mathcal{N} + I_{xz}^2pq + I_{xz}I_{yy}qr - I_{xz}I_{zz}qr + I_{xz}\mathcal{L}}{I_{xz}^2 - I_{xx}I_{zz}}. \quad (\text{A.124})$$

A.11.5 – Forças e Momentos

Para resolver as equações da dinâmica translacional e da rotacional, é necessário definir as forças F_r , Y_r e Z_r e os momentos \mathcal{L} , \mathcal{M} e \mathcal{N} . A força resultante é dada pela soma das forças aerodinâmicas, propulsiva e peso escritas no sistema do corpo conforme

$$\sum \mathbf{F} = \begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix} = \mathbf{F}_a + \mathbf{F}_t + \mathbf{F}_g. \quad (\text{A.125})$$

A resultante das forças aerodinâmicas L , D e Y atua no CM da aeronave. Essas forças são determinadas por um modelo aerodinâmico e são escritas no referencial aerodinâmico como

$$\sum \mathbf{F}_a = \begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} = C_b^a \begin{bmatrix} -D \\ -Y \\ -L \end{bmatrix}. \quad (\text{A.126})$$

Assume-se que a linha de ação da linha da força de tração T está contida no plano longitudinal da aeronave com um ângulo de incidência α_F . Assim, a força de tração pode ser escrita no sistema do corpo como

$$\sum \mathbf{F}_t = \begin{bmatrix} T \cos \alpha_F \\ 0 \\ -T \sin \alpha_F \end{bmatrix}. \quad (\text{A.127})$$

A força peso escrita no referencial inercial pode ser transformada para o sistema do corpo como

$$\sum \mathbf{F}_g = \begin{bmatrix} mg_x \\ mg_y \\ mg_z \end{bmatrix} = C_b^i \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}. \quad (\text{A.128})$$

O momento resultante é dado pela soma dos momentos aerodinâmico e propulsivo escritos no sistema do corpo conforme

$$\sum \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathcal{L} \\ \mathcal{M} \\ \mathcal{N} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathcal{L}_a \\ \mathcal{M}_a + M_{t_y} \\ \mathcal{N}_a \end{bmatrix}, \quad (\text{A.129})$$

onde M_{t_y} é a componente em y do momento propulsivo. O momento propulsivo é dado como o produto vetorial entre o vetor posição de aplicação da tração $\mathbf{r}_t = [x_t \ 0 \ z_t]^T$ e a

força propulsiva F_t resultando em

$$\mathbf{M}_t = \begin{bmatrix} M_{t_x} \\ M_{t_y} \\ M_{t_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ z_t T \cos \alpha_F + x_t T \sin \alpha_F \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (\text{A.130})$$

A força de sustentação, dada em N, do modelo aerodinâmico em questão é definida como

$$L = q_\infty S \left(C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + \frac{\bar{c}}{V_\infty} C_{L_q} q \right). \quad (\text{A.131})$$

A força lateral, dada em N, é

$$Y = q_\infty S \left(C_{y_\beta} \beta + (C_{y_p} p + C_{y_r} r) \frac{b}{V_\infty} + C_{y_{\delta_a}} \delta_a + C_{y_{\delta_r}} \delta_r \right). \quad (\text{A.132})$$

O momento de rolamento, dado em Nm, é

$$\mathcal{L} = q_\infty S b \left(C_{l_\beta} \beta + (C_{l_p} p + C_{l_r} r + C_{l_{\dot{\beta}}} \dot{\beta}) \frac{b}{V_\infty} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right). \quad (\text{A.133})$$

O momento de arfagem, dado em Nm, é

$$\mathcal{M} = q_\infty S \bar{c} \left(C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + (C_{m_q} q + C_{m_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha}) \frac{\bar{c}}{V_\infty} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right). \quad (\text{A.134})$$

O momento de guinada, dado em Nm, é

$$\mathcal{N} = q_\infty S b \left(C_{n_\beta} \beta + (C_{n_p} p + C_{n_r} r + C_{n_{\dot{\beta}}} \dot{\beta}) \frac{b}{V_\infty} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right), \quad (\text{A.135})$$

em que $\dot{\alpha}$ e $\dot{\beta}$ são nulos.

Um modelo do sistema de propulsão elétrico é proposto como

$$T = d T_e \left(\frac{V}{V_e} \right)^{n_v}, \quad (\text{A.136})$$

onde d é o controle de potência ($d \leq 1$), T_e é a força de tração no equilíbrio, V_e é a velocidade no equilíbrio e $n_v = -1$. A potência de equilíbrio é dada por $P_e = T_e V_e$, ou seja, ela é considerada constante. O equacionamento proposto em A.136 resulta em $P = d P_e$.

A.11.6 – Condição de Equilíbrio

O movimento, ou o estado, de qualquer sistema dinâmico linear pode ser descrito por um arranjo mínimo de variáveis chamado variáveis de estado. O número de variáveis

de estado que descreve completamente o movimento do sistema depende do número de graus de liberdade que o mesmo possui. No modelo de espaço de estados não linear, a equação de estado pode ser escrita como

$$\dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, \mathbf{U}, t), \quad (\text{A.137})$$

onde \mathbf{X} é o vetor de n variáveis de estado, \mathbf{U} é o vetor de m variáveis de controle e f é a função de estado. A equação de saída pode ser dada por

$$\mathbf{Y} = h(\mathbf{X}, \mathbf{U}, t), \quad (\text{A.138})$$

onde \mathbf{Y} é o vetor de r variáveis de saída e h é a função de saída.

O vetor de estados \mathbf{X} é composto por

$$\mathbf{X} = [V \ \alpha \ \theta \ q \ H \ \beta \ \phi \ \psi \ p \ r \ x_0 \ y_0]^T. \quad (\text{A.139})$$

O vetor de controles \mathbf{U} é

$$\mathbf{U} = [d \ \delta_e \ \delta_a \ \delta_r]^T, \quad (\text{A.140})$$

onde d é a posição da manete de potência (adm), δ_e é o ângulo de deflexão do profundor, δ_a é o ângulo de deflexão dos ailerons e δ_r é o ângulo de deflexão do leme.

Ao realizar uma linearização em torno de um ponto de equilíbrio, a equação de estado de um sistema linear invariante no tempo pode ser escrita como

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t), \quad (\text{A.141})$$

onde \mathbf{x} é o estado perturbado $\mathbf{X} - \mathbf{X}_e$ (o subíndice e refere-se ao estado de equilíbrio), \mathbf{u} é o controle perturbado $\mathbf{U} - \mathbf{U}_e$, \mathbf{A} é a matriz de estados de dimensão $n \times n$ e \mathbf{B} é a matriz de controle $n \times m$. A Eq. (A.141) define simultaneamente n equações diferenciais lineares. Para determinar as variáveis de saída do sistema, define-se a equação de saída como

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}\mathbf{u}(t), \quad (\text{A.142})$$

onde \mathbf{y} é a saída perturbada $\mathbf{Y} - \mathbf{Y}_e$, \mathbf{C} é a matriz de saídas de dimensão $r \times n$ e \mathbf{D} é a matriz direta $r \times m$.

As matrizes de estado \mathbf{A} e de controle \mathbf{B} são dadas por

$$\mathbf{A} = \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_e, \mathbf{U}=\mathbf{U}_e}; \quad \mathbf{B} = \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{U}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_e, \mathbf{U}=\mathbf{U}_e} \quad (\text{A.143})$$

e as matrizes de saídas C e D ,

$$\mathbf{C} = \left. \frac{\partial h}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_e, \mathbf{U}=\mathbf{U}_e}; \quad \mathbf{D} = \left. \frac{\partial h}{\partial \mathbf{U}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_e, \mathbf{U}=\mathbf{U}_e}. \quad (\text{A.144})$$

A matriz A é encontrada a partir de diferenças finitas entre o vetor da função de estado do sistema com uma perturbação nas variáveis de estado (incremento) e o vetor da função de estado de equilíbrio.

A matriz B é encontrada a partir de diferenças finitas entre o vetor da função de estado do sistema com uma perturbação nas variáveis de controle (incremento) e o vetor da função de estado de equilíbrio.

É possível separar os movimentos longitudinal e látero-direcional a partir das matrizes A e B . Dada a matriz A e B apresentadas, a separação da dinâmica longitudinal é realizada excluindo as linhas e colunas associadas às variáveis que não são de interesse. Nesse caso, a dinâmica longitudinal considera apenas os estados V , θ , α , q , e H e os controles d e δ_e . A dinâmica látero-direcional considera os estados β , ϕ , p , r e ψ e os controles δ_a e δ_r .

Os autovalores são os zeros da equação característica de um sistema. A frequência natural não amortecida está relacionada com o termo complexo dos autovalores, enquanto o amortecimento é o cosseno do ângulo relativo ao autovalor, medido em relação ao semieixo negativo real. Se a parte real dos autovalores das matrizes Alg (λ_{long}) e Alp (λ_{lat}) for menor que zero, a aeronave é dinamicamente estável. Dessa forma, a qualidade de voo pode ser interpretada similarmente ao apresentado por Souza (2005), entretanto sob a ótica da qualificação dos níveis de voo para aeronaves remotamente pilotadas.