



MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÕES



urlib.net/www/2022/01.28.17.27-TDI

ESTUDO DE UMA ESTRATÉGIA DE CONTROLE PARA UM HAPS

Diego Pessanha Gomes

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelo Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, aprovada em 14 de janeiro de 2022.

URL do documento original:

<http://urlib.net/QABCDSTQQW/469C4RL>

INPE
São José dos Campos
2022

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
Coordenação de Ensino, Pesquisa e Extensão (COEPE)
Divisão de Biblioteca (DIBIB)
CEP 12.227-010
São José dos Campos - SP - Brasil
Tel.:(012) 3208-6923/7348
E-mail: pubtc@inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE - CEPPII (PORTARIA Nº 176/2018/SEI-INPE):

Presidente:

Dra. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Coordenação-Geral de Ciências da Terra (CGCT)

Membros:

Dra. Ieda Del Arco Sanches - Conselho de Pós-Graduação (CPG)
Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação-Geral de Engenharia, Tecnologia e Ciência Espaciais (CGCE)
Dr. Rafael Duarte Coelho dos Santos - Coordenação-Geral de Infraestrutura e Pesquisas Aplicadas (CGIP)
Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon
Clayton Martins Pereira - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Ivone Martins - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)



MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÕES



urlib.net/www/2022/01.28.17.27-TDI

ESTUDO DE UMA ESTRATÉGIA DE CONTROLE PARA UM HAPS

Diego Pessanha Gomes

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelo Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, aprovada em 14 de janeiro de 2022.

URL do documento original:

<http://urlib.net/QABCDSTQQW/469C4RL>

INPE
São José dos Campos
2022

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Gomes, Diego Pessanha.

G585e Estudo de uma estratégia de controle para um HAPS / Diego Pessanha Gomes. – São José dos Campos : INPE, 2022.
xxiv + 96 p. ; (urlib.net/www/2022/01.28.17.27-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2022.

Orientador : Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza.

1. Estações plataformas a altas altitudes. 2. Plataformas estratosféricas. 3. Controle de posição. 4. Controle multiobjetivo. 5. HAPS. I.Título.

CDU 629.7.062



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).



MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÕES



INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS
Serviço de Pós-Graduação - SEPGR

DEFESA FINAL DE DISSERTAÇÃO DIEGO PESSANHA GOMES
BANCA Nº 002/2022, REG 136069/2018.

No dia 14 de janeiro de 2022, as 10h, por teleconferência, o(a) aluno(a) mencionado(a) acima defendeu seu trabalho final (apresentação oral seguida de arguição) perante uma Banca Examinadora, cujos membros estão listados abaixo. O(A) aluno(a) foi APROVADO(A) pela Banca Examinadora, por unanimidade, em cumprimento ao requisito exigido para obtenção do Título de Mestre em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle. O trabalho precisa da incorporação das correções sugeridas pela Banca e revisão final pelo(s) orientador(es).

Título: “ESTUDO DE UMA ESTRATÉGIA DE CONTROLE PARA UM HAPS”.

Membros da Banca:

Dr. Mário Cesar Ricci - Presidente - INPE

Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza - Orientador – INPE

Dr. Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado – Membro Interno - INPE

Dr. Alexandre Carvalho Leite - Membro Externo - IFF



Documento assinado eletronicamente por **Mario Cesar Ricci, Tecnologista**, em 17/01/2022, às 12:39 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **marcelo lopes de oliveira e souza (E), Usuário Externo**, em 17/01/2022, às 16:37 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, Chefe do Serviço de Pós-Graduação**, em 16/02/2022, às 11:59 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Alexandre Carvalho Leite (E), Usuário Externo**, em 18/02/2022, às 14:20 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site <http://sei.mctic.gov.br/verifica.html>, informando o código verificador **8981876** e o código CRC **6D445BBD**.

“Inspirai, Senhor as nossas ações e ajudai-nos a realizá-las, para que em Vós comece e para Vós termine tudo aquilo que fizermos. Por Cristo nosso Senhor”.

Manual das Indulgências, Paulinas, 1990

AGRADECIMENTOS

A Deus em primeiro lugar pelo dom da vida, e por nunca me desamparar através de suas interseções e providências.

A minha amada esposa pelo companheirismo, dedicação e apoio durante essa caminhada.

Agradeço imensamente ao apoio do Pedro de Almeida Reid Ribeiro na retirada de dúvidas, troca de ideias e incentivo;

Igualmente ao M.Sc. Álvaro de Albuquerque Arraes que tanto elucidou questões que auxiliaram no andamento do trabalho.

Agradeço ao Dr. Eloy Martins de Oliveira Junior o apoio e auxílio em momentos cruciais do andamento do projeto.

Um agradecimento especial ao Dr. Alexandre Carvalho Leite pela inspiração do tema, pelo incentivo e apoio nos momentos de crise.

Por fim, ao meu orientador Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, por toda cooperação durante o transcorrer do trabalho.

Ficarei eternamente grato a todos.

*A meus pais **Antonio Gabriel** e **Vania** pelo incentivo ao estudo,
à minha esposa **Jaqueline** que esteve sempre ao meu lado,
às minhas filhas **Helena**, **Lavínia M.^a** e **Catarina** razão do meu viver.*

RESUMO

Já há algumas décadas, as Estações Plataformas a Altas Altitudes (*High Altitude Platform Stations* - HAPS) têm crescente relevância no desenvolvimento de serviços até então oferecidos e cobertos apenas por satélites. A visão desse **tipo** de **veículo** e de sua **operação** como **solução técnica e comercial** para muitas das necessidades de imageamento, comunicação, monitoramento dentre outras, fez com que praticamente todas as agências espaciais investissem ao longo dos anos na criação de vários **modelos** de veículos e de suas operações. As empresas privadas fizeram o mesmo, criando soluções a serem fornecidas aos países usuários na forma de contratos de serviços, porém de uma forma mais barata, com facilidades para manutenção com menores custos e de forma menos crítica, além da possibilidade de alteração de zonas de serviço em condições mais favoráveis comparativamente aos satélites. Isto demanda inclusive os controles de posição, orientação, formação, colisão, multiobjetivo, etc. dos veículos. Assim, nesse trabalho faz-se o estudo de uma estratégia de controle para um HAPS. Isto inclui: 1) um levantamento bibliográfico que aponta possíveis soluções para o cenário de operação de multi-HAPS; 2) o cenário onde está inserida a solução dos HAPS; 3) suas possíveis arquiteturas, componentes principais, e 4) as dificuldades enfrentadas até o momento em alguns dos casos verificados. Isto permite concluir que: 1) a formulação desses modelos passa pela escolha da arquitetura e dos sistemas que irão compor sua estrutura e possibilitar o longo tempo de duração proposto para as missões; 2) as limitações para sua longa duração na estratosfera demonstram caminharem para uma solução em breve; 3) a operação dessas plataformas em larga escala começa a se tornar realidade e desenhar cenários de um enxame de HAPS cobrindo territórios inteiros; 4) o controle sugerido é promissor para tal solução.

Palavras-chave: Estações Plataformas a Altas Altitudes; Plataformas Estratosféricas; Controle de Posição; Controle Multiobjetivo; HAPS.

STUDY OF A CONTROL STRATEGY FOR A HAPS

ABSTRACT

For some decades now, the High-Altitude Platform Stations (HAPS) have been increasingly relevant in the development of services previously offered and covered only by satellites. The vision of this type of vehicle and its operation as a technical and commercial solution for many of the needs of imaging, communication, monitoring, among others, has made virtually all space agencies invest over the years in the creation of various models of vehicles and its operations. Private companies did the same, creating solutions to be provided to user countries in the form of service contracts, but in a cheaper way, with facilities for maintenance at lower costs and in a less critical way, in addition to the possibility of changing the areas of service under more favorable conditions compared to satellites. This demands even controls of position, orientation, formation, collision, multi-objective, etc. of vehicles. Thus, in this work, the study of a control strategy for a HAPS is carried out. This includes: 1) a bibliographic survey that points out possible solutions for the multi-HAPS operation scenario; 2) the scenario where the HAPS solution is inserted; 3) its possible architectures, main components, and 4) the difficulties faced so far in some of the verified cases. This allows us to conclude that: 1) the formulation of these models involves the choice of architecture and systems that will compose its structure and enable the long duration proposed for the missions; 2) the limitations to its long duration in the stratosphere show that they are moving towards a solution soon; 3) the operation of these platforms on a large scale begins to become a reality and design scenarios of a swarm of HAPS covering entire territories; 4) the suggested control is promising for such a solution.

Keywords: High Altitude Platform Stations; Stratospheric platforms; Position Control; Multi-Objective Control;

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Experimento de Piccard.	6
Figura 2.2 – Helios em voo, à esquerda; e após queda, à direita (Programa ERAST– NASA).	9
Figura 2.3 – SPF Airship, desenho de referência JAXA.	10
Figura 2.4 – HiSentinel em construção, à esquerda; e imagem de voo, à direita.	10
Figura 2.5 – Zephyr S.	11
Figura 2.6 – Panorama dos principais projetos de HAPS.	11
Figura 2.7 – APUSDUO.	12
Figura 2.8 – Veículos de alta altitude.	14
Figura 2.9 – Camadas da rede aerotransportada.	14
Figura 2.10 – Melhores eficiências em pesquisa de células fotovoltaicas.	17
Figura 2.11 – Melhores eficiências em pesquisa de células fotovoltaicas.	19
Figura 2.12 – Estado da arte das pesquisas em bateria de Li-Ion.	20
Figura 2.13 – Topologia incluindo HAPS na camada Classe E.	22
Figura 2.14 – a) à esquerda: <i>straight flight</i> ; b) <i>straight-and-level flight</i>	24
Figura 2.15 – a) à esquerda: <i>push-over/pull-up</i> ; e b) à direita: <i>steady-state turn</i>	24
Figura 2.16 – Adaptação do sistema massa-mola-amortecedor.	30
Figura 3.1 – Multi-HAPS cobrindo a mesma área de usuários.	32
Figura 3.2 – Lançamento para a estratosfera.	36
Figura 3.3 – Mudanças entre camadas do espaço aéreo.	36
Figura 3.4 – Metodologia anticolisão.	37
Figura 4.1 – Definição de eixos e ângulos.	42
Figura 4.2 – Aeronave Aquila em laboratório.	43
Figura 4.3 – Diagrama dos blocos de equações.	43
Figura 4.4 – Bloco principal do simulador.	44
Figura 4.5 – Cálculo do modelo atmosférico para densidade do ar.	44
Figura 4.6 – Principais forças sobre uma aeronave.	45
Figura 4.7 – Principais ângulos aerodinâmicos de uma aeronave no plano h-v locais.	46
Figura 4.8 – Valores trimados para os parâmetros do sistema em voo de cruzeiro pretendida e custo.	47
Figura 4.9 – Comparação das plantas linear e não linear.	51
Figura 4.10 – Diferenças entre as respostas não-linear e linear em $t \in [0;3000]$ s.	52
Figura 4.11 – Diferenças entre as respostas não-linear e linear em $t \in [0;500]$ s.	53
Figura 4.12 – Resposta permanente do sistema linearizado em malha aberta sem aplicação de degrau.	53
Figura 4.13 – Resposta à realimentação unitária do sistema linearizado sem aplicação de perturbação.	54
Figura 4.14 – Matriz K de ganho.	55
Figura 4.15 – Sistema não-linear em malha fechada.	56

Figura 4.16 – Resposta sistema linear malha fechada ao degrau em T_p	56
Figura 4.17 – Resposta sistema linear malha fechada ao degrau em ϕ	57
Figura 4.18 – Resposta sistema linear malha fechada ao degrau em α	57
Figura 4.19 – Resposta do sistema não linear com entrada 1 (T_p) realimentada.	58
Figura 4.20 – Resposta do sistema não linear com entradas 1 (T_p) e 2 (ϕ) realimentadas.	58
Figura 4.21 – Inserção de limitador para variável α	59
Figura 4.22 – Resposta do sistema não linear ao degrau em T_p	59
Figura 4.23 – Resposta do sistema não linear ao degrau em ϕ	60
Figura 4.24 – Resposta ao degrau em α	60
Figura 4.25 – Matriz K de ganho.	63
Figura 4.26 – Estrutura para verificação do erro $R_n(x)$	64
Figura 4.27 – Resposta ao degrau em $T_p - 2.5N$	65
Figura 4.28 – Erro de resposta entre sistema NL e L ao degrau em T_p	65
Figura 4.29 – Resposta ao degrau em $\phi - 0,02\text{rad}$ ($\pm 1,15^\circ$).	66
Figura 4.30 – Erro de resposta entre sistema NL e L ao degrau em ϕ	66
Figura 4.31 – Resposta ao degrau em $\alpha - 0,02\text{rad}$ ($\pm 1,15^\circ$).	67
Figura 4.32 – Erro de resposta entre sistema NL e L ao degrau em α	67
Figura A.1 – Bloco geral dos coeficientes.	77
Figura A.2 – Coeficientes de <i>Lift</i>	77
Figura A.3 – Coeficientes de <i>drag</i>	78
Figura A.4 – Sub- máscara do bloco principal.	78
Figura A.5 - Blocos internos do 'Eq Motion'.	79
Figura D.1 – Modelo Linear com valores de trimagem.	85
Figura D.2 - Modelo Linear.	85
Figura D.3 – Modelo Linear realimentado.	86
Figura D.4 – Modelo comparativo Linear versus não-linear.	86
Figura D.5 – Modelo não linear realimentado.	87
Figura D.6 – Blocos modo oscilador <i>Phugoid</i>	87

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 – Faixas de frequências autorizadas pela <i>International Telecommunication Union-ITU</i>	13
Tabela 2.2 – Projetos em andamento.	21
Tabela 4.1– Valores da primeira <i>trimagem</i>	48
Tabela 4.2– Valores da segunda <i>trimagem</i> - ponto de equilíbrio.	48
Tabela 4.3 – Valores de ajuste da resposta transitória.	54
Tabela 4.4 – Valores de atenuação e frequência natural não amortecida.	55
Tabela 4.5 – Pólos de malha fechada.	55
Tabela 4.6 – Comparação de valores.	62
Tabela 4.7 – Coeficientes modo oscilatório.....	62
Tabela 4.8 – Pólos do módulo <i>phugoid</i>	63
Tabela A.1 – Parâmetros gerais do HAPS.	92
Tabela B.1 – Valores iniciais de referência.	93
Tabela C.1 – Coeficientes aerodinâmicos.	94

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

ADS-B	Automatic Dependent Surveillance Broadcast
CA	Collision Avoidance
CAPEX	Capital Expenditure
CD	Collision Detection
CR	Collision Resolution
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency
ELO	Epitaxial Lateral Overgrowth
ERAST	Environmental Research Aircraft and Sensor Technology
ESA	European Space Agency
FAA	Federal Aviation Administration
GPS	Global Positioning System
HAA	High Altitude Airship
HALE	High Altitude Long Endurance
HAPS	High Altitude Platform Station/ <i>Pseudo Satellite</i>
HDTV	High-Definition Television
HFC	Hydrogen Fuel Cells
IMM	Inverted Metamorphic Multijunction
IoT	Internet of Things
ITU	International Telecommunication Union
LAP	Low Altitude Platform
MIMO	Multiple-Input Multiple-Output
NASA	National Aeronautics and Space Administration
RL	Reinforcement Learning
RSSF	Rede de Sensores Sem Fio
SI	Swarm Intelligence
SISO	Single-Input Single-Output
SPF	Solar-Powered Stratospheric Platform
SwaP	Size, Weight and Power
SwRI	Southwest Research Institute
TCAS	Traffic alert and Collision Avoidance System
UAV	Unmanned Aerial Vehicles
WCDMA	Wideband Code Division Multiple Access
WRC	World Radiocommunication Conference

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Ampére, unidade de medida de corrente
A, B, C, D	matrizes do modelo por variáveis de entrada, estado e saída
Ah	Ampére-hora
C_L	coeficiente de elevação
C_D	coeficiente de arrasto
D	força de arrasto
g	aceleração da gravidade
h	altitude no plano referencial inercial
K	matriz de ganhos
L	força de elevação
m	massa da aeronave
q	pressão dinâmica
V	velocidade da aeronave
S	área de superfície das asas
T_p	<i>Thrust</i> (empuxo proveniente da propulsão)
x	posição norte no plano referencial inercial
y	posição leste no plano referencial inercial
α	attack angle (ângulo de ataque)
ϕ	<i>roll angle</i> (ângulo de rolamento)
θ	<i>pitch angle</i> (ângulo de arfagem)
χ	<i>yaw angle</i> (ângulo de cabragem), <i>heading angle</i> (ângulo de rumo)
γ	<i>path angle</i> (ângulo de trajetória de voo)

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO.....	1
1.1. Contexto.....	1
1.2. Objetivo.....	2
1.3. Metodologia.....	2
1.4. Motivação e justificativa.....	3
1.5. Generalidade e utilidade.....	3
1.6. Organização deste documento.....	4
2. CONCEITOS BÁSICOS E REVISÃO DA LITERATURA.....	5
2.1. HAPS.....	5
2.1.1 Introdução.....	5
2.1.2 Origem e características gerais.....	5
2.1.3 Atores do processo.....	8
2.1.4 Tipos de HAPS.....	9
2.1.5 Prospecções e avanços.....	12
2.1.6 Suporte para novas tecnologias.....	14
2.2. A estrutura do HAPS.....	15
2.2.1 Aspectos gerais.....	15
2.2.2 Longa duração.....	17
2.2.3 Modelos e missões.....	20
2.3. Trimagem/ Linearização.....	22
2.3.1 Trimagem.....	22
2.3.2 Linearização.....	24
2.3.3 Modos flexíveis.....	28
3. TECNOLOGIAS PARA SEGURANÇA E OPERACIONALIZAÇÃO.....	31
3.1. Espaço MULTI-HAPS.....	32
3.2. Autonomia.....	34
3.3. Anticolisão.....	36
4. MODELO DE SIMULAÇÃO.....	40
4.1. Equações do modelo.....	40
4.2. Principais forças sobre e ângulos aerodinâmicos de uma aeronave ..	45
4.3. Linearização e <i>trimagem</i> do modelo.....	46
4.4. Testes e simulação.....	48
4.5. Introdução do modo oscilatório.....	61
5. CONCLUSÃO.....	68
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	71

APÊNDICE A – DIAGRAMA DE BLOCOS DO SISTEMA HAPS	77
APÊNDICE B– PROGRAMA PARA A TRIMAGEM DO MODELO PARA AS SIMULAÇÕES DO SISTEMA HAPS	80
APÊNDICE C – PROGRAMA PARA A INICIALIZAÇÃO DAS SIMULAÇÕES DO SISTEMA HAPS	82
APÊNDICE D – DIAGRAMAS DE BLOCOS DE TESTES E COMPARAÇÃO	85
APÊNDICE E – CÓDIGO PARA CONTROLADOR/GANHO	88
APÊNDICE F – CÓDIGO INICIAL DE TRIMAGEM.....	89
ANEXO A - PARÂMETROS PARA AS SIMULAÇÕES DO SISTEMA HAPS	.92
ANEXO B – CONDIÇÕES INICIAIS PARA AS SIMULAÇÕES DO SISTEMA HAPS	93
ANEXO C – COEFICIENTES AERODINÂMICOS PARA AS SIMULAÇÕES DO SISTEMA HAPS	94
ANEXO D –CAMADAS DA ATMOSFERA.....	95

1. INTRODUÇÃO

Este documento apresenta a Dissertação do autor para sua titulação como Mestre no Curso de Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE), Área de Concentração em Mecânica Espacial e Controle (CMC) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

1.1. Contexto

A ideia deste trabalho se deve:

- a) Ao **surgimento dos HAPS** como mais um ator, de forma **auxiliar e complementar**, nos serviços anteriormente fornecidos somente por satélites;
- b) Aos HAPS **acessando a estratosfera**, sua camada de operação, juntamente com outros novos veículos como aviões supersônicos e **atravessando camadas mais baixas** já operadas, traz a necessidade de um **gerenciamento de conflitos**;
- c) À operação dos HAPS com alto tempo de **permanência das missões**, somados às **limitações de peso, gerenciamento energético** e geometria, impostas pelo **ambiente de operação**, força uma visão de um **veículo não tripulado**;
- d) Ao cenário vislumbrado de múltiplos HAPS que alguns trabalhos começam a trazer, e às necessidades de tecnologias para isto, promovendo um ambiente de possíveis trabalhos futuros do qual este poderá servir de forma introdutória.

As dificuldades à realização deste trabalho consistem:

- a) na escassez de bibliografia a respeito dos protótipos devido à confidencialidade industrial em detrimento da divulgação científica;
- b) no reduzido número de pessoas engajadas nesse nicho nos centros de pesquisa mais próximos, dificultando a consulta de informações pertinentes ao trabalho.
- c) na complexidade da estruturação de modelos desde os subsistemas até ao veículo completo devido à alta interdisciplinaridade.

1.2. Objetivo

Este trabalho tem, como objetivo geral, trazer o foco para a possibilidade do uso dos HAPS como solução para o provimento de serviços em alta altitude; e, para tanto, tem, como objetivos específicos:

- a) Revisar a bibliografia acerca dos tipos de HAPS e suas tecnologias e os seus principais aspectos, fornecendo uma visão ampla, embora haja limitação de publicações voltadas especificamente para HAPS;
- b) Verificar possíveis tendências para a implantação das plataformas estratosféricas e tecnologias mais pertinentes;
- c) Identificar os fatores acerca da constituição da autonomia necessária para operação dos HAPS e soluções propostas;
- d) Escolher um tipo de HAPS, modelar, simular e testar uma estratégia de controle de forma introdutória;
- e) Documentar toda a pesquisa feita, até então, para que se possa dar continuidade em trabalhos futuros.

1.3. Metodologia

Para alcançar os objetivos do trabalho seguem os passos realizados:

- a) Avaliar a bibliografia sobre o assunto, identificando os tipos de arquitetura para os HAPS;
- b) Identificar os sistemas incorporados nos tipos de HAPS;
- c) Avaliar junto à bibliografia, a tendência de operação e da solução de maior desempenho, no momento;
- d) Escolher e modelar um HAPS; projetar e simular um controle de sua posição através de:
 - I. linearizar suas equações = exprimir suas derivadas parciais em torno de uma condição de voo = situação específica de operação;
 - II. calcular seus parâmetros=avaliar suas derivadas parciais em tal condição de voo (**trimagem**);

- III. compor o modelo por matrizes de funções de transferência $G(s)$ e/ou por variáveis de entrada, estado, e saída (ABCD), utilizando os parâmetros escolhidos para tal condição de voo;
- IV. projetar e simular a lei de controle específica;
- V. repetir isso para todas as n condições de voo no envelope de voo.

1.4. Motivação e justificativa

- a) Estudo e aprofundamento em temas atuais com HAPS que demandarão bastante pesquisa e desenvolvimento nos próximos anos;
- b) Trazer à tona no ambiente do INPE a importância da pesquisa de HAPS para ampliação de opções para a manutenção de serviços antes executados apenas por satélites, no ambiente nacional, frente às necessidades de mercado, a limitação de recursos financeiros para o investimento em satélites, veículos lançadores e demais projetos com maior CAPEX (despesas de capital);
- c) Evidenciar pontos de pesquisa na área de Mecânica Espacial e Controle dentro do nicho espacial, de modo alternativo ao estudo da área de satélites, como forma de prover solução e interação com outras agências espaciais e centros de pesquisa engajados na área de HAPS.

1.5. Generalidade e utilidade

A **generalidade** deste trabalho consiste em revisar vários tipos de HAPS, e tratar um deles de forma extensível a outros, como dito no Item 1.4.

A **utilidade** deste trabalho está em introduzir o assunto e colaborar com as atividades da Divisão de Mecânica Espacial e Controle do INPE, além de colaborar com grupos de estudos de missões afins, como dito no Item 1.4.

1.6. Organização deste documento

Este documento é composto por 5 capítulos organizados da seguinte forma:

O Capítulo 2 apresenta os conceitos básicos e revisão da literatura, mostrando de forma sucinta, os HAPS e sua estrutura conceitual, além de definições utilizadas na modelagem apresentada no Capítulo 4.

O Capítulo 3 resume as tecnologias para segurança e operacionalização, definindo quais pontos os modelos deverão complementar. Apresenta a modelagem sistêmica, e como ela possivelmente levará à necessidade de utilização de meios robustos para a convivência harmônica entre os diversos elementos tecnológicos que utilizarão a estratosfera e camadas de inferiores de acesso.

O Capítulo 4 apresenta o modelo simplificado de simulação de um HAPS, sua modelagem e formulação com o emprego de técnicas de controle.

O Capítulo 5 apresenta as conclusões, as dificuldades encontradas, e as sugestões para trabalhos futuros.

2. CONCEITOS BÁSICOS E REVISÃO DA LITERATURA

Todo o material utilizado na revisão da literatura provém de meio eletrônico, seja de artigos acadêmicos, ou material formulado por agências espaciais, órgãos reguladores, organizações de pesquisa e desenvolvimento, bem como de *sites* de compêndios sobre os temas, congressos e apresentações.

2.1. HAPS

2.1.1 Introdução

Nesta seção, abordam-se as “*High Atitude Platform Stations (HAPS)*”, veículos que operam a altas altitudes, mais precisamente na estratosfera (16-50 Km cf. Anexo D), de forma a prover, de forma contínua, serviços correlatos aos dos satélites. Esta modalidade avança como solução de necessidades tecnológicas, trazendo consigo menores custos de operação, facilidade de *payloads* e reconfiguração, ultrapassando barreiras atuais e agregando valor a serviços e setores comerciais.

2.1.2 Origem e características gerais

Voos estratosféricos ocorreram desde 1930 com o uso de balões e gôndolas pressurizadas conforme realizado pelo desbravador suíço Auguste Piccard (Figura 2.1).

Outros voos também acima dos 16 km de altitude ocorreram nas décadas de 1950 e 1960, como o Canberra, U-2 e SR71. Ainda em 1969, um projeto experimental de uma aeronave não tripulada denominado *High Platform II* foi construído pela empresa Raven com apoio da marinha americana, tendo se tornado o primeiro dirigível a realizar um voo estratosférico motorizado. (D’OLIVEIRA; DE MELO; DEVEZAS, 2016). Nas décadas seguintes desde 1970, outros departamentos do governo americano e pelo mundo afora continuaram as pesquisas e projetos para uma aeronave de alta altitude e que fosse não tripulada.

Figura 2.1 – Experimento de Piccard.



Fonte: Piccard (2020).

Hoje, diversos termos são utilizados para esses veículos como: “*High Altitude Airship*”, “*High Altitude Pseudo-Satellites*”, “*Stratospheric Platforms*”, “*Elastic Aircraft for High Altitudes*”, “*Stratospheric Airship*”, *High Altitude Long Endurance*”. Entretanto, a ITU, *International Telecommunication Union* fez suas declarações desde o WRC-95 incorporando o termo HAPS– *High Altitude Platform Station* (WLACH *et al.*, 2015); D’OLIVEIRA; DE MELO; DEVEZAS, 2016, tornando esse o termo mais usual frente à generalidade dos veículos abarcados, suas características e propósitos.

Os pseudo-satélites de alta altitude, de mesma sigla HAPS, são plataformas que flutuam ou voam a grandes altitudes como aeronaves convencionais, mas operam mais como satélites - exceto que, em vez de trabalhar no/do espaço sideral, eles podem permanecer em posição na atmosfera por semanas ou meses, oferecendo cobertura contínua do território abaixo (COZZENS, 2017).

A ITU aponta os HAPS como uma importante ferramenta para trazer conectividades a áreas hoje desconectadas da Internet. Hoje, cerca de metade da população mundial não tem acesso à Internet; (MANIEWICZ, 2019) e, mesmo dentre os que estão conectados, estes são ditos subconectados devido a fatores limitantes. A ITU enxerga como crítica a solução para levar a Internet para todos, visto uma tendência mundial das economias emergentes buscarem a transformação digital como forma também de uma transformação socioeconômica (E-TRADE FOR ALL, 2019).

As plataformas de alta altitude são potencialmente uma solução para o alcance de banda larga a áreas remotas de difícil acesso ou não preenchidas por sistemas pré-existentes, servindo ainda como ponto de comunicação de emergência e resposta a desastres.

Operando por volta da altitude de 20 ,elas podem cobrir áreas com qualquer tipo de terreno, podem inspecionar o solo até o horizonte, a 500 km de distância, de forma confiável e contínua (VALDEZ; WHEELER, 2019). Graças aos avanços da Aeronáutica assim como às tecnologias de energia solar e baterias, essa alternativa para telecomunicações está livre dos problemas enfrentados pelas redes convencionais como roubos de equipamentos, perdas e má manutenção em áreas de conflito, além de desastres naturais e de danos acidentais, em grande parte.

Além disso, uma menor distância para a superfície terrestre garante níveis mais baixos de latência para valores próximos de uma rede terrestre convencional, em relação aos enfrentados pelos satélites, cerca de 0,26 ms contra 0,30 ms de satélites em LEO e 250 ms para os geoestacionários (VALDEZ; WHEELER, 2019).

Há ainda um gasto energético menor para manter os níveis de sinal, devido à menor atenuação sofrida comparativamente aos satélites, graças à proximidade e ao sinal não necessitar vencer todas as camadas da atmosfera. Outros fatores positivos podem ainda ser mencionados:

- Em oposição aos satélites reais, podem atingir níveis muito mais altos de uso de frequência.
- Uma única plataforma pode fornecer mais de 1.000 vezes a capacidade de acesso local à banda larga fixa de um satélite geoestacionário, usando a mesma banda de frequência, com base em bytes por segundo por milha quadrada.
- Devido ao alto ângulo de visão da aeronave, a transmissão pode utilizar cerca de apenas um watt de potência, ou 1 / 10.000 da energia requerida por

uma torre terrestre para fornecer o mesmo sinal de banda larga, HDTV e outros; (WIKIPEDIA, 2021).

2.1.3 Atores do processo

Ao longo de décadas as agências espaciais vêm investindo em projetos de aeronaves e veículos estratosféricos, motivados por diversas questões como, por exemplo, poder militar e corrida tecnológica. Diversos programas com subcontratação de empresas para elaboração de protótipos tem sido uma constante.

A NASA, por exemplo, a partir do projeto ERAST (*Environmental Research Aircraft and Sensor Technology*), fez nascer, juntamente com a empresa *AeroVironment*, diversos modelos como o *Pathfinder*, *Centurion* e *Helios*. A empresa Lockheed Martin no programa ISIS (*Integrated Sensor Is Structure*) coordenado pela DARPA (*Defense Advanced Research Projects Agency*), produziu o modelo HALE-D. Outros programas como o HAA (*High Altitude Airship*) e o *Vulture* ainda trouxeram mais uma gama de modelos como o *Aurora*, *Solar Eagle*, *Odysseus*, também suportados pela empresa Lockheed Martin.

A ESA, por sua vez, promove o desenvolvimento de capital humano para pesquisa na área de HAPS com eventos como “*Services enabled by High Altitude Pseudo Satellites (HAPS) complemented by satellites: Webinar*” realizado em 2017, e dá suporte aos projetos de países membros, conforme pode ser verificado pelo site organizacional HAPS4ESA.

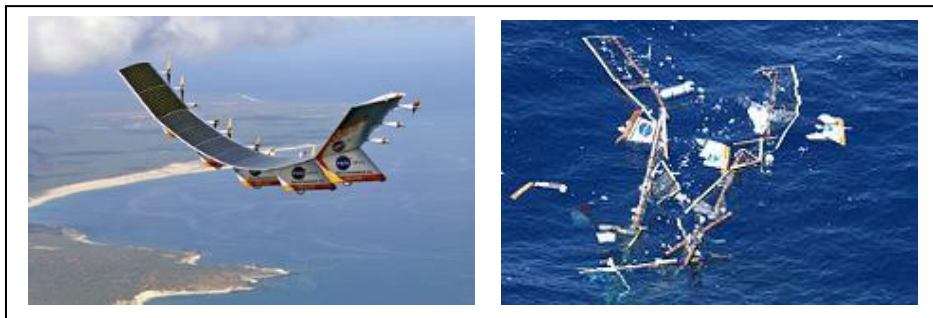
Outros protótipos foram elaborados pelos centros da Rússia, Japão, China, no intuito de expandir os conhecimentos e tecnologias para esse mercado emergente. Mesmo agências menores como a Australiana promovem estudos para alinhamento a esse novo setor como dito em (SPENCER, 2019).

2.1.4 Tipos de HAPS

Existem três tipos principais de HAPS: balões, aeroplanos e dirigíveis. Devido ao requisito desejável de alto tempo de voo em alta altitude, podendo ser este de meses ou até mesmo anos, o uso de aeronaves tripuladas não é a prática mais compatível devido à complexidade de manter as facilidades exigidas para o ser humano nessas condições extremas de requisitos de voo. Dentre os projetos encaminhados nos últimos anos (Figura 2.6), se destacam:

1) O Helios (Figura 2.2): Após o acidente em junho de 2003, onde se chocou com o mar depois de sofrer turbulência com 30 min de voo, teve seu projeto, finalizado em 2004.

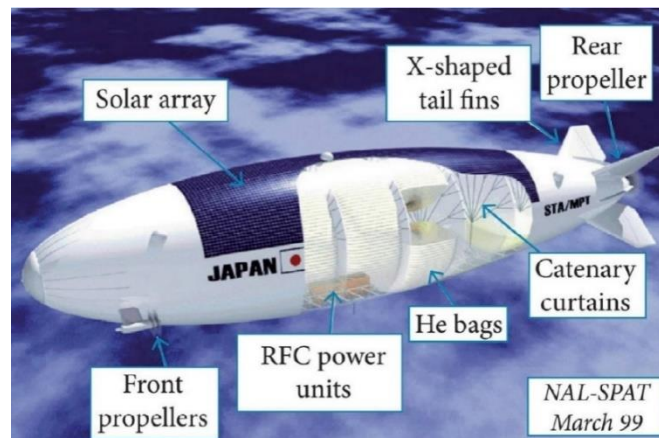
Figura 2.2 – Helios em voo, à esquerda; e após queda, à direita (Programa ERAST–NASA).



Fonte: D'Oliveira *et al.* (2016).

2) O SPF Airship (Figura 2.3): Com gasto de 200 milhões de dólares durante todo o projeto, iniciado em 1998 e terminado em 2005, devido a não obter recursos para fabricação em escala. Obteve sucesso com voos de até 16 km de altitude, tendo testado tecnologias importantes para esse tipo de produto, como controle de voo e de materiais leves (LOBNER, 2020).

Figura 2.3 – SPF Airship, desenho de referência JAXA.



Fonte: Lobner (2020).

3) O HiSentinel (Figura 2.4): Programa concluído em 2012 pelo Departamento de Defesa (DoD) americano. Foi projetado para até 90 kg de carga útil a uma altitude de 20 km e teve o objetivo de coletar dados de conectividade a fim de demonstrar a viabilidade de engenharia e utilidade de sistemas de alta altitude. Problemas num componente do controlador do motor levaram a uma falha de propulsão no início do voo. No entanto, todas as funcionalidades da carga útil foram testadas durante o voo com êxito. Foi desenvolvido pelo *Southwest Research Institute (SwRI)* e pela *Aerostar International, Inc.*

Figura 2.4 – HiSentinel em construção, à esquerda; e imagem de voo, à direita.



Fonte: D'Oliveira *et al.* (2016).

4) O Zephyr (Figura 2.5): Seu projeto foi iniciado em 2003 pela defesa britânica por meio da *QinetiQ*, está em sua versão S com uma variante de duas caldeiras 'Zephyr-T'. Possui o recorde como voo não tripulado sem reabastecimento de 25 dias 23 h 57 min. Atualmente, com desenvolvimento pela *Airbus Defense and Space*, após ser vendido pela defesa britânica em março de 2013, já

alcançou a altitude de de 21.562 m e teve algumas unidades vendidas para o Reino Unido para a execução de serviços de vigilância e monitoramento militar.

Figura 2.5 – Zephyr S.



Fonte: Herrenbrandt (2019).

Figura 2.6 – Panorama dos principais projetos de HAPS.

Project	Organizations	Main data	Situation	Resources (US\$ Mi)	Image
Helios (ERAST)	AeroVironment, NASA (US)	Airplane Wingspan = 75 m Weight = 1,300 kg	1994: Start 2001: Flight (29 km) 2003: Accident 2004: Terminated	50 (Until 2000) 300 (Prediction)	
HiSentinel80	SwRI, Raven/Aerostar (US)	Airship Length = 61 m Payload = 36 kg	1996: Start 2010: Flight 2012: Terminated	Not available	
SPF Airship	JAXA (Japan)	Airship Length = 245 m Weight = 32,400 kg	1998: Start 2004: Flight (SPF-2) 2005: Terminated	200 (Until 2005) (Includes Hangar)	
Stratospheric Airship	KARI (South Korea)	Airship - VIA 200: Length = 200 m Weight = 21,726 kg	2000: Start 2003: Flight (VIA 50) 2005: Terminated	Not available	
Zephyr	QinetiQ, Airbus (UK, France)	Airplane - Zephyr 7: Wingspan = 23 m Weight = 55 kg	2001: Start 2010: Flight (Zephyr7) 2016: Ongoing	Not available	
HALE-D	Lockheed Martin, US Army (US)	Airship Length = 73 m Weight = 1,360 kg	2002: Start 2011: Accident 2011: Terminated	36	
ISIS	Lockheed Martin, USAF, DARPA (US)	Airship Length = 305 m Weight = 152,860 kg	2004: Start 2015: Terminated	471 (Until 2012) (Includes Radar)	
SolarEagle (Vulture)	Boeing, DARPA (US)	Airplane Wingspan = 122 m Payload = 454 kg	2008: Start 2012: Terminated	89 (Contract)	
Stratobus	Thales Alenia Space (France)	Airship Length = 100 m Payload = 250 kg	2010: Start 2016: Ongoing	19 (Key Technolog.)	
Loon	Google (US)	Balloon Diameter = 15 m	2012: Start 2013: Flight 2016: Ongoing	Not available	
Solara 50	Titan Aerospace, Google (US)	Airplane Wingspan = 50 m Weight = 159 kg	2013: Start 2015: Accident 2016: Ongoing	Not available	
Aquila	Ascenta, Facebook (UK, US)	Airplane Wingspan = 42 m Weight = 400 kg	2013: Start 2014: Flight (model) 2016: Ongoing	Not available	

Fonte: D'Oliveira *et al.* (2016).

Recentemente o projeto Loon foi encerrado em janeiro de 2021 após cerca de 10 anos desde os primeiros voos de ensaio com um balão meteorológico (LOON, 2021).

2.1.5 Prospecções e avanços

O uso de veículos aéreos não tripulados (UAVs) está crescendo rapidamente em muitos domínios de aplicativos civis, incluindo monitoramento em tempo real, fornecendo cobertura sem fio, sensoriamento remoto, busca e salvamento, entrega de mercadorias, segurança e vigilância, agricultura de precisão e inspeção de infraestrutura civil (SHAKHATREH *et al.*, 2019).

Diferentes projetos de HAPS estão em andamento voltados para telecomunicações (Figura 2.7), seja ela para uso militar, seja para o mercado comercial de banda larga, telefonia e entretenimento.

Figura 2.7 – APUSDUO.



Fonte: Uavos (2022).

Dentre os modelos, existem barreiras que devem ser vencidas para alcançar uma produção em larga escala e comercial. Os balões, por exemplo, possuem limitações quanto à reutilização, além de alguns eventos de acidentes nos

últimos anos que podem abalar a iniciativa de sua busca como solução, mesmo tendo custo atrativo frente a satélites LEO.

Recentemente (WRC-19) a ITU decidiu acerca de novas faixas de uso para HAPS, mostradas na Tabela 2.1, que é uma ação clara de como este elemento já se tornou uma realidade (ITU, 2019).

Tabela 2.1 – Faixas de frequências autorizadas pela *International Telecommunication Union-ITU*.

Faixa de Frequências (adicional)	Uso
21.4 - 22 GHz	Direção HAPS para terra, somente região 2
24.25 - 25.25 GHz	Direção HAPS para terra, somente região 2
25.25 - 27.0 GHz	Direção terra para HAPS, somente região 2
25.5 - 27.0 GHz	Direção terra para HAPS, somente região 2, limitado a <i>gateway link</i> .
27.0 - 27.7 GHz	Direção HAPS para terra, somente região 2
27.9 - 28.2 GHz	Não liberado exceto para China. Uso em HAPS
31.0 - 31.3 GHz	Direção HAPS para terra e terra para HAPS, somente região 2
38.0 - 39.5 GHz	Direção HAPS para terra e terra para HAPS, somente região 2
47.2 – 47.5 GHz 47.9 – 48.2 GHz	Bandas de harmonização internacional e uso conjunto de HAPS.

Fonte: Produção do autor.

A FAA (*Federal Aviation Administration*) que regula o setor de aviação nos Estados Unidos, já define um espaço aéreo para os HAPS, tratados em seus documentos pela sigla HALE (EFTEKARI, 2019; AVIATION, 2021). Esta definição de espaço aéreo visa estabelecer as prerrogativas e normas de acesso, lançamento, aterrissagem e convivência com outros tipos de veículos voadores nos espaços de transição e também na estratosfera como mostra a Figura 2.8:

Nesse mesmo andamento, em fevereiro de 2020, uma aliança foi criada entre algumas das principais empresas líderes dos segmentos de tecnologia, aviação e telecomunicações para fortalecer o intercâmbio e colaboração nos diversos aspectos de desenvolvimento dessa modalidade de veículos. Atualmente, conta também com membros governamentais, empresas da área espacial, entidades de ensino dentre outras (HAPS ALLIANCE, 2020).

Figura 2.8 – Veículos de alta altitude.



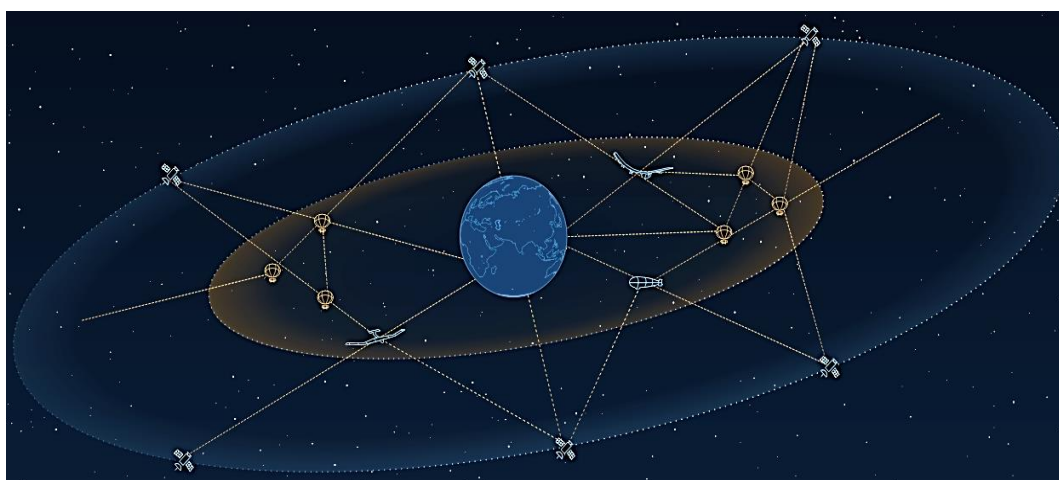
Fonte: Efteckari (2019).

Essas três iniciativas engajadas por diferentes setores, corrobora a pavimentação do caminho para viabilidade das plataformas de alta altitude como mais uma tecnologia de aplicação mundial.

2.1.6 Suporte para novas tecnologias

Como dito anteriormente, o mercado de telecomunicações conta em grande parte com a aurora dos HAPS. Esse segmento irá compor uma camada intermediária de comunicação entre os elementos terrestres e a rede espacial compostas pelos satélites.

Figura 2.9 – Camadas da rede aerotransportada.



Fonte: Loon (2021).

Essa interface responde pela necessidade de resposta a emergências de maneira global, ao advento da Internet das Coisas (IoT) com a integração através de UAV's/ Plataformas de Baixa Altitude (*Low Altitude Platforms - LAPs*), com usuários e dispositivos finais formando redes de comunicação aerotransportadas mostradas na Figura 2.9 (CAO *et al.*, 2018):

Nessa topologia, os HAPS serão mais um nó, com a capacidade única de atender as áreas remotas (ARUM; GRACE; MITCHELL, 2020b), mas também amplificar o atendimento nas zonas metropolitanas para os serviços de comunicação. Desta forma, ele é posto como parte integrante nas perspectivas e visões das redes 5G e 6G, as duas últimas gerações de comunicações (SAEED *et al.*, 2020). “No atual estado da arte da arquitetura de rede de sexta geração, uma visão de três camadas está sob discussão” (KURT *et al.*, 2021, p. 3), sendo o HAPS considerado como elemento indispensável.

Portanto existe todo um movimento das entidades reguladoras, das agências espaciais, de empresas voltadas ao mercado espacial e de telecomunicações, e dos pesquisadores de tornar essa tecnologia viável comercialmente, operacional e eficiente o quanto antes.

2.2. A estrutura do HAPS

2.2.1 Aspectos gerais

O propósito dos HAPS leva em conta o **requisito principal** de alta permanência em voo que, por sua vez, traz outras necessidades como **geração própria e contínua de energia e seu armazenamento**, para uso em propulsores e consumo da carga útil. Estes dois requisitos impactam nos modelos estruturais para suportar a massa do conjunto e de forma a buscar uma melhor captação energética com o alinhamento aos raios solares (WU *et al.*, 2017; CAO *et al.*, 2018; WU *et al.*, 2018; 2019; 2020), o que leva a novas necessidades dos modelos.

A disposição de películas solares para melhor captação da luz solar também é objeto de estudo visando a otimização energética (ZHANG *et al.*, 2020). Esse requisito provoca a verificação de otimização por meio da alteração dos

materiais de composição no caso dos dirigíveis como, por exemplo, no modelo Stratobus (D'OLIVEIRA; DE MELO; DEVEZAS, 2016); e a investigação de diferentes configurações geométricas para aeroplanos (Wu *et al.*, 2019). Ademais, todos os materiais externos ainda trazem consigo a necessidade de avaliação quanto a degradação provocada pelo meio externo em alta altitude que se assemelha em parte ao ambiente espacial (ELHADY, 2017; KECK INSTITUTE FOR SPACE STUDIES, 2014).

Durante a subida e descida das plataformas estratosféricas, estas ficam sujeitas a variações e rajadas de vento em níveis diferentes de altitude, o que demanda uma **estratégia na configuração estrutural** seja de um dirigível, balão ou aeroplano. Essa dificuldade foi causa de acidente e destruição de alguns protótipos (D'OLIVEIRA; DE MELO; DEVEZAS, 2016), e é motivo de aperfeiçoamento e atenção adicional na fase de projeto, visto que, principalmente nos casos de aeroplanos, onde a **razão de aspecto** (*aspect ratio*) é maior do que em aeronaves convencionais, leva não mais ao tratamento do veículo como corpo rígido, mas como um corpo que está sujeito a deformações elásticas e a fadigas provenientes dessa condição, gerando pesquisas relacionadas a configurações de agrupamento de aeronaves e estruturas elásticas como em Wlachet *et al.* (2017).

Enquanto que para os dirigíveis, a **capacidade de carga** é maior, a limitação para carga útil em balões é um ponto desfavorável, além de limitações no controle de sua posição e deslocamento por seu próprio conceito. Isto leva-o a ser o tipo que obteve o menor número de projetos. No entanto o projeto Loon, foi um de grande proeminência e repercussão científica devido aos seus numerosos voos, ações em situação de emergência, influência na educação com a disseminação da cultura científica e grande contribuição tecnológica (LOON, 2021).

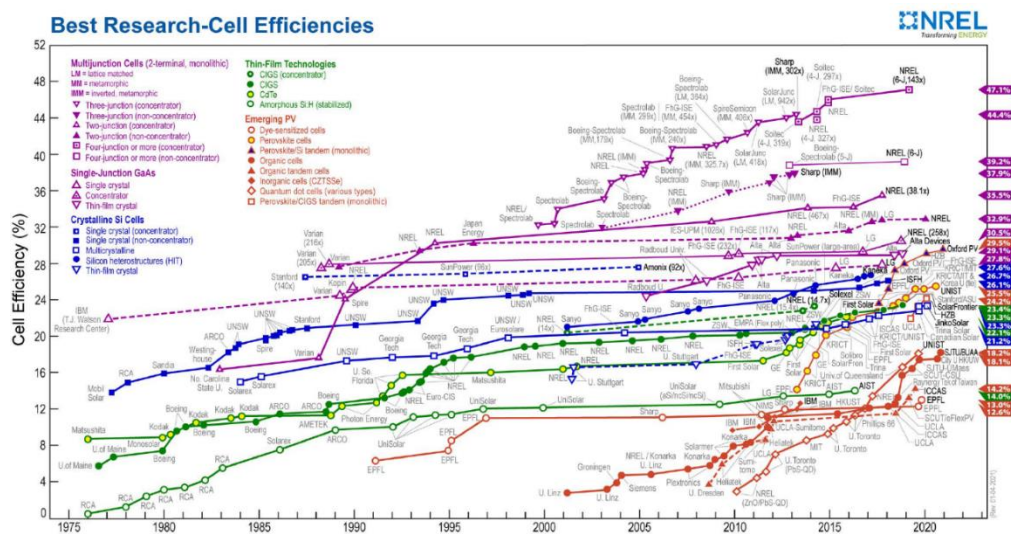
A limitação de carga também é um dos grandes problemas enfrentados pelos modelos tipo aeroplano, porém, devido à capacidade de propulsão e a continuidade de evolução para modelos com maior tempo de voo, essa categoria tem se mostrado promissora. Modelos alternativos são idealizados para comportar um volume de carga adequado com as missões de

comunicações que são hoje, um dos carros chefes dessa linha de pesquisa na qual o HAPS surge como solução indispensável (KURT *et al.*, 2021).

2.2.2 Longa duração

Independente da missão proposta para o HAPS, seja de telecomunicação, monitoramento ou salvamento espera-se um **longo tempo de duração em voo**, e a única coisa que limita esse tempo em última análise é o tempo de vida da bateria, seus ciclos diários, de tal forma que a energia captada durante o dia seja suficiente para a necessidade total do veículo no período noturno, levando em conta sua latitude de operação e estação do ano. A eficiência específica das células fotovoltaicas demonstrada em W/Kg e a densidade energética das baterias expressa em Wh/ Kg afetam diretamente a permanência em voo (XU *et al.*, 2020).

Figura 2.10 – Melhores eficiências em pesquisa de células fotovoltaicas.



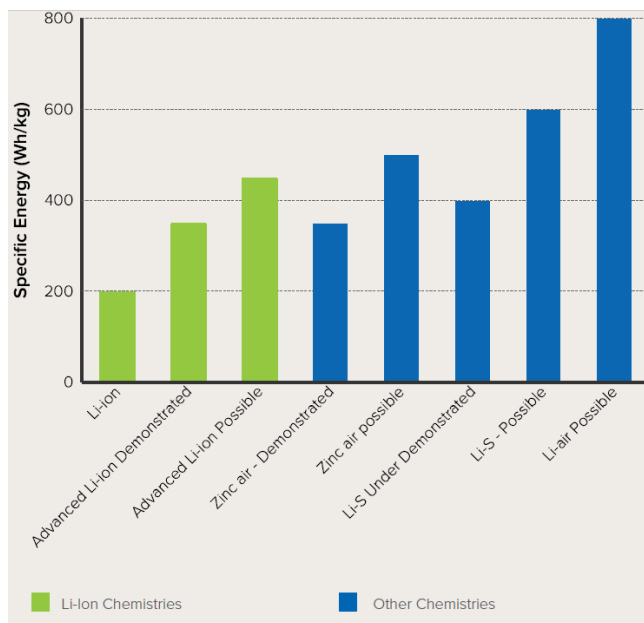
Na análise feita por Arum, Grace e Mitchell, (2020a) o consumo de energia avaliado para três modelos de HAPS do tipo aeroplano, ou aerodinâmico em algumas referências, leva em consideração a eficiência de 37,5 % para fator de conversão das películas fotovoltaicas. Estas são do tipo ultra fino, de tecnologia

Multi-junção Metamórfica Invertida (IMM) de Elevação Epitaxial (ELO). A evolução dessa frente tecnológica pode ser observada na Figura 2.10:

O gasto energético avaliado demonstra a viabilidade parcial dependendo da latitude, modo de operação e cobertura, como restrita nos dias de menor luminosidade devido à época do ano. A necessidade energética da carga útil é compatível e atual com as aeronaves levantadas (PECK, 2020). Contudo, o aumento da eficiência da captação energética das novas matrizes (IMM) utilizadas nos Zephyr e Phasa-35, cuja eficiência específica se encontram acima de 1,5 kW/ Kg (MICROLINK, 2019) caminha no sentido de minimizar as limitações de operação e carga útil.

No requisito energético, há considerações sobre o avanço da eficiência das baterias cujo valor esperado para energia específica e disponibilidade comercial nos próximos anos fica acima de 300 Wh/Kg, podendo chegar seguramente a 450 Wh/Kg, dado que outras tecnologias emergentes promovem energia específica maiores e, em alguns casos, mais seguras e eficientes como no caso das baterias de estado sólido, como, por exemplo, *Li-Air*, dentre outras (TYSON; CHARLIE, 2019). Estes aprimoramentos podem ser visualizados na Figura 2.11:

Figura 2.11 – Melhores eficiências em pesquisa de células fotovoltaicas.



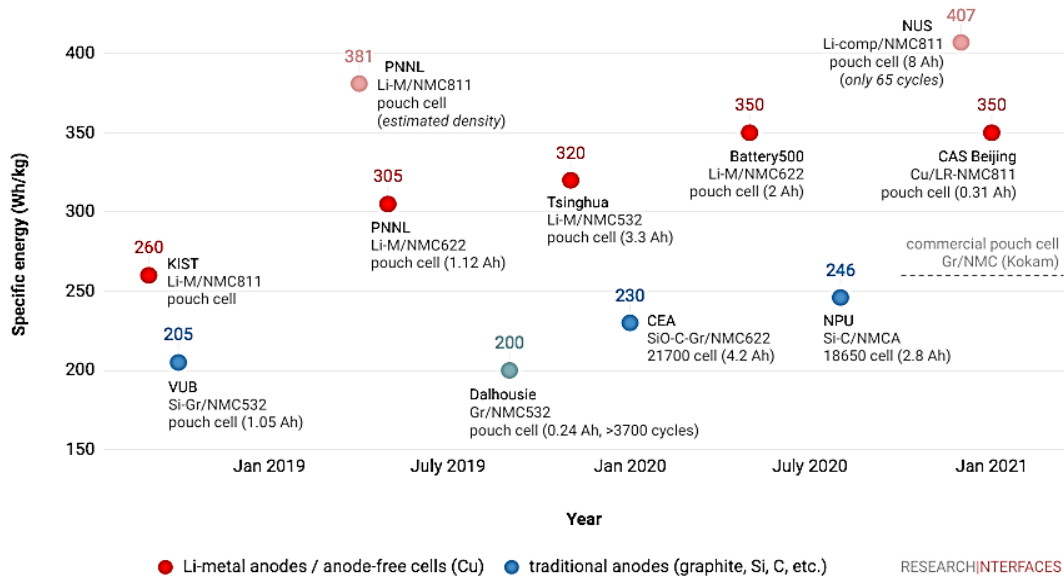
Fonte: Tyson e Charlie (2019).

Os frutos desse contínuo aprimoramento, podem ser visualizados na Figura 2.12:

Figura 2.12 – Estado da arte das pesquisas em bateria de Li-Ion.

Battery energy

State-of-the-art specific energy of Li-ion cells in academic research



Fonte: *Research Interfaces* (2021).

Outra forma de se prover energia suficiente para o período noturno ou em locais de latitude que provoquem períodos menores da incidência solar, é o uso de Células a Combustível de Hidrogênio (*Hydrogen Fuel Cells - HFCs*), que possuem uma alta energia específica, e podem fornecer de forma contínua (ARUM; GRACE; MITCHELL, 2020a). Atualmente, esse é um dos modos de suprimento incorporados de forma híbrida no projeto do dirigível Stratobus da *Thales Alenia* (AIRFORCE TECHNOLOGY, 2020).

2.2.3 Modelos e missões

A busca por acomodar a necessidade e o tempo de missão às tecnologias disponíveis ao longo dos anos trouxeram uma gama de projetos já executados, dentre os tipos mencionados anteriormente: aeroplanos (*aircrafts/ aerodynamic /airplanes*), balões (*balloons*) e dirigíveis (*airships*). Os projetos que permanecem em curso no momento constam na Tabela 2.2 abaixo.

Tabela 2.2 – Projetos em andamento.

NOME	FABRICANTE	NACIONALIDADE	TIPO
APUSDUO	UAVOS	Estados Unidos	aeroplano
ELEVATE	Zero 2 infinity	Espanha	balão
ODYSSEUS	Boeing	Estados Unidos	aeroplano
PHASA 35	BAE Systems and	Inglaterra	aeroplano
STRATOBUS	Tales Alenia Space	França	dirigível
SULE	Swift Engineering	Estados Unidos	aeroplano
SUNGLINDER	AeroVironment / HAPSMobile	Estados Unidos/ Japão	aeroplano
X-STATION	StratXX	Suíça	dirigível
ZEPHYR	Airbus Defense and !	Inglaterra	aeroplano

Fonte: Produção do autor.

O projeto Stratobus tem programação para voo de testes em 2023. Os modelos Odysseus, SULE (X-STATION) também até a data deste trabalho, não executaram algum voo de testes. Cabe notar, pela Tabela 2.2, a existência de 6 projetos do tipo aeroplano, 2 dirigíveis e 1 balão. O projeto Stratobus da Thales Alenia já possui contratos firmados na União Europeia e numerosas citações. Embora não tenha realizado testes efetivos com um protótipo, possui uma robustez na proposta de projeto exposta e status de “*benchmark*” dentre os dirigíveis, já que não há outro com indicativos de soluções e tecnologias em pleno funcionamento, além dos predecessores terem tido seus projetos finalizados, algumas vezes após acidentes e gastos na casa de centenas de milhões de dólares (D’OLIVEIRA; DE MELO; DEVEZAS, 2016).

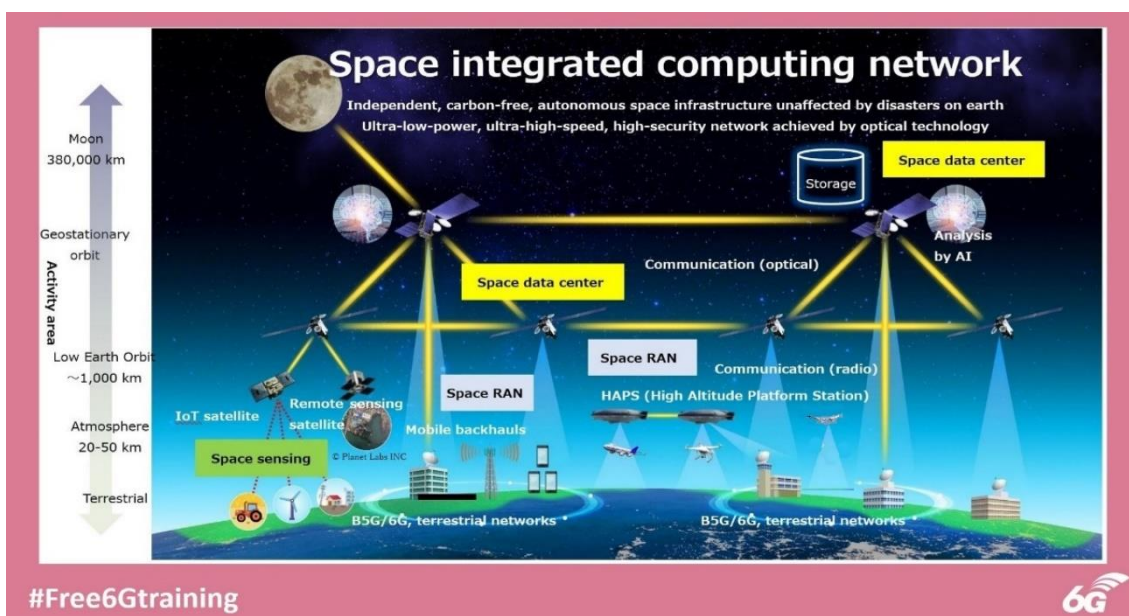
Após o término recente do projeto Loon, que deixou uma herança tecnológica valiosa, como a carga útil desenvolvida em conjunto com a HAPS Mobile, ficou com o Elevate a posição de único balão em andamento (WESTGARTH, 2021).

Dentre os projetos de maior número, “o projeto Zephyr é atualmente considerado o mais bem-sucedido e tecnologicamente avançado....” de acordo com (ISAIENKO; KHARCHENKO; MATIYCHYK, 2020, p.11). Desta forma, “a equipe do Zephyr precisava de um transponder certificável, ADS-B e solução

GPS que não apenas atendesse aos requisitos de espaço aéreo global à medida que sobe e desce através do espaço aéreo Classe A, mas tão importante quanto, um que realizasse com mínimo de tamanho, peso e energia” (SwaP - *Size, Weight and Power*) (UAVIONIX, 2021).

Conforme dito acima, prevê-se que a transição para a recém-criada camada “*Upper Class E*”, (NEXTGEN, 2020) demandará aquisição de sensores e sistemas aviônicos de prevenção de colisão tais como das aeronaves convencionais. Esta análise considera que os demais clientes da classe E e a expansão em larga escala das plataformas de alta altitude promoverão um tráfego entre zonas e, com isso, a necessidade de tecnologias adicionais de segurança, Figura 2.13.

Figura 2.13 – Topologia incluindo HAPS na camada Classe E.



Fonte: Free 6G Training (2021).

2.3. Trimagem/ Linearização

2.3.1 Trimagem

O processo de ajuste do modelo aerodinâmico e dos modelos de controle de voo, parte das condições operacionais definidas durante o projeto e simulação. Os pontos de seleção do envelope operacional, são pontos de corte fino (*trim*)

do espectro não linear do modelo da aeronave. Os pontos de *trimagem* possibilitam processos de comparação de condições iniciais, que podem ser realizadas entre diferentes modelos, condições operacionais de um mesmo modelo ou mesmo contra dados reais de voo.

Na obtenção do modelo de parte do sistema global da aeronave, o modelo não linear, é aproximado por um sistema linear sob a parametrização de valores operacionais dessa condição de voo na qual o veículo está em equilíbrio de forças. Esse modelo aproximado pode ser utilizado para a elaboração de diversos projetos e análises como, por exemplo, sistemas de controle (ALMEIDA; RIBEIRO, 2018; DE MARCO; DUKE; BERNDT, 2007).

Há inúmeras condições nas quais os modelos aerodinâmicos podem ser trimados. Nesse procedimento, as equações no espaço de estados, são expressas genericamente por:

$$g(\dot{x}, x, u) = 0 \quad (22.1)$$

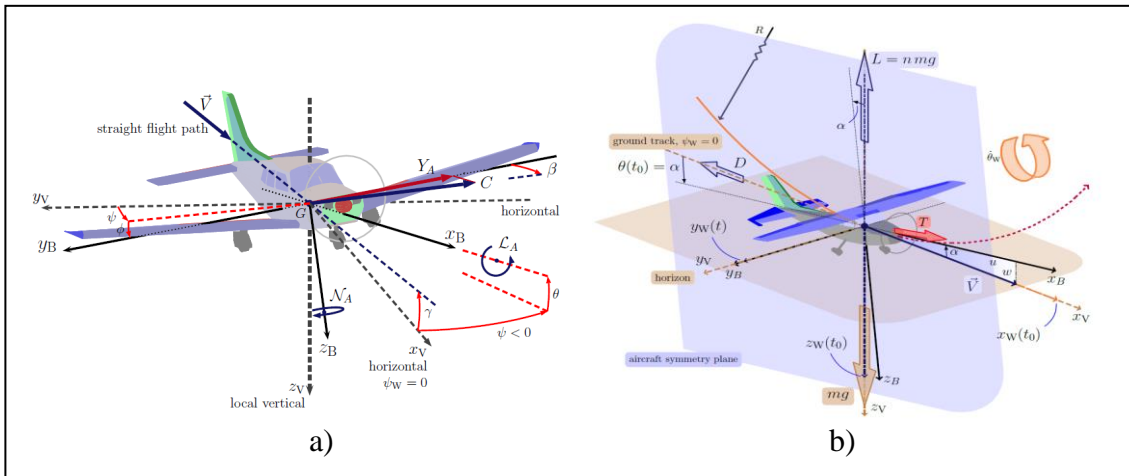
Sendo x o vetor de estados da aeronave, g o vetor de n funções não lineares e u o vetor de variáveis de controle; \dot{x} são derivadas para uma determinada condição de equilíbrio que satisfazem a expressão:(DE MARCO; DUKE; BERNDT, 2007).

$$g(\mathbf{0}, x_{eq}, u_{eq}) = 0; \quad \text{com} \quad \dot{x}_{eq} \equiv 0 \text{ e } u_{eq} \equiv 0 \quad (2.2.2)$$

Dentre as condições mais usuais (Figuras 2.12 e 2.13) que podem ser mencionadas estão:

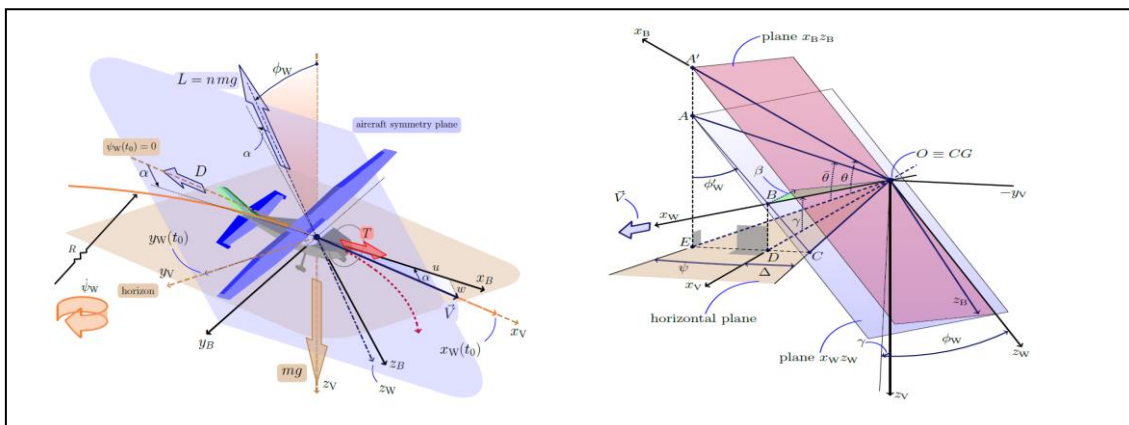
- *Straight flight;*
- *Straight-and-level flight;*
- *Push-over/pull-up e*
- *Steady-state turn.*

Figura 2.14 – a) à esquerda: *straight flight*; b) *straight-and-level flight*.



Fonte: D' Marco, Duke e Berndt (2007).

Figura 2.15 – a) à esquerda: *push-over/pull-up*; e b) à direita: *steady-state turn*.



Fonte: D'Marco, Duke e Berndt (2007).

2.3.2 Linearização

Sistemas não lineares podem ser expressos por expansão em séries de potência, como por exemplo, a série de Taylor.

$$f(x) = f(\bar{x}) + \frac{\partial f}{\partial x}(x - \bar{x}) + \frac{1}{2!} \frac{\partial^2 f}{\partial x^2}(x - \bar{x})^2 + \dots + \frac{1}{n!} \frac{\partial^n f}{\partial x^n}(x - \bar{x})^n \quad (2.2.3)$$

Os termos de menor índice produzem efeitos mais significativos no comportamento transitório do sistema e correspondem às relações de forças e

momentos que melhor caracterizam sua dinâmica. Deste modo, de forma a simplificar a modelagem de sistemas reais as derivadas de primeira ordem podem ser obtidas para a formulação das matrizes de estado num dado momento em que o sistema se encontra em equilíbrio dinâmico. Este ponto, conhecido como ponto operacional, é escolhido de acordo com as características sob as quais se deseja avaliar o sistema. A linearização é uma técnica importante, devido ao fato de poder avaliar as regiões em torno do ponto operacional, onde ainda se mantém o comportamento dinâmico relacionado às características selecionadas, e onde as técnicas aplicáveis a sistemas lineares podem ser utilizadas, assim como a formulação de soluções de diagnóstico e controle.

“É bem sabido que a existência de uma primeira integral se deve à existência de um campo de simetria e à possibilidade de redução de ordem, pelo menos localmente. Este é o conhecido teorema de Noether, que é usado para sistemas hamiltonianos com integrais lineares em momentos e leva a algumas simplificações. Por simplicidade, consideramos a situação canônica, embora os argumentos também se estendam facilmente às equações gerais de Poincaré - Chetaev, em particular, às equações de dinâmica de corpos rígidos em realizações matriciais de grupos de lie...” (BORISOV; MAMAEV, 2018).

Os sistemas físicos reais, em sua grande maioria, não são lineares; no entanto, em alguns pontos, as não linearidades podem ser ignoradas, de modo que a formulação aproximada pode ser realizada sem que se traga grande prejuízo à representação completa do sistema em torno dessa região de aproximação.

Uma vez que a dinâmica de um sistema seja representada no espaço de estados, com um conjunto mínimo de variáveis que descreve seu comportamento e dos parâmetros de interesse, o conjunto das equações diferenciais pode ser estendido para o caso com uma entrada e uma saída, como se segue: (OGATA, 1999; CABRAL, 2022).

$$f(x) = f(\bar{x}) + \frac{\partial f}{\partial x}(x - \bar{x}) + \frac{1}{2!} \frac{\partial^2 f}{\partial x^2}(x - \bar{x})^2 + \dots + \frac{1}{n!} \frac{\partial^n f}{\partial x^n}(x - \bar{x})^n \quad (2.4)$$

Ou, de forma mais compacta como (FOSTER, 1985):

$$f(x) = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{f^{(n)}(a)}{n!} (x - a)^n \quad (2.5)$$

Levando o conceito para uma aplicação de um sistema com múltiplas entradas e múltiplas saídas – MIMO (*Multiple-Input Multiple-Output*), esta representação é modificada para (WEISSTEIN, 2022; MICHIGAN TECH, 2022):

$$f(x_1, \dots, x_n) = \sum_{k \geq 0} \frac{1}{k!} \left(\sum_{i=1}^n \frac{\partial f}{\partial x_i}(\mathbf{X}_0) (x_i - x_i^0) \right)^k \quad (2.6)$$

Onde $\mathbf{X}_0 = (x_1^0, \dots, x_n^0)$

Da representação em série de Taylor extrai-se a parcela linear (o primeiro termo da série) para representar o sistema. Isso possibilita a aplicação de técnicas amplamente usadas em sistemas lineares. Contudo, esta aproximação pode gerar erros de aproximação na resposta do sistema comparativamente ao modelo original (não linear), que possui todos os termos da série de potências. O valor correspondente aos demais termos da série constituem o resto, cujo maior valor pode ser determinado como o maior valor do termo subsequente ao termo de truncamento da série. Uma vez que a série é truncada no primeiro termo o maior valor do termo quadrático (o seguinte), será o maior valor possível de acordo com o teorema nomeado em algumas literaturas como fórmula do resto de Lagrange e em outras como teorema do resto de Taylor. Dada a diferença de nomeação, não foi verificada a fundo sua motivação; no entanto é representada da seguinte forma para os casos de uma variável (FOSTER, 1985).

(2.7)

$$|R_n(x, x_0)| = \frac{f^{(n+1)}(c)}{(n+1)!} |x - x_0|^{n+1}$$

Onde o módulo do erro ou resto $R_n(x)$, para o truncamento realizado no termo de ordem n , é encontrado pela função no termo subsequente $(n+1)$, avaliado num valor c desconhecido, que está entre o ponto x_0 ao redor do qual a função foi centrada (ponto operacional) e o valor de x atribuído no momento da verificação. De forma correlata, para um sistema multivariável temos (WIKIPEDIA, 2022; STACK EXCHANGE, 2022):

$$R_n(\mathbf{x}, \mathbf{x}_0) = \sum_{|\alpha|=n+1} \frac{D^\alpha f(\xi)}{\alpha!} (\mathbf{x} - \mathbf{x}_0)^\alpha \quad (2.8)$$

Onde:

\mathbf{x} – vetor das variáveis do sistema no estado presente

\mathbf{x}_0 – vetor dos valores das variáveis no qual o sistema foi centrado (ponto de operação)

ξ – vetor entre \mathbf{x} e \mathbf{x}_0

D^α – matriz das derivadas parciais de ordem α

n – ordem de truncamento da série

Quando D^α é de segunda ordem para um conjunto de i variáveis do vetor \mathbf{x} , a matriz então $i \times i$ é nomeada Hessiana, podendo ser representada por $Hf(\mathbf{x})$ (MATH INSIGHT, 2022).

As deduções das equações expressas não serão pormenorizadas por não ser o foco deste trabalho. A verificação do erro de forma não analítica e mais prática pode ser realizada seguindo a expressão (OLIVEIRA, 2022):

$$R_n(\mathbf{x}, \mathbf{x}_0) = f(\mathbf{x}) - P_n(\mathbf{x}) \quad (2.9)$$

Ou seja, a diferença da série completa $f(\mathbf{x})$ pelo polinômio de truncamento em ordem n da série. Este é, geralmente e no nosso caso, o primeiro termo da série que é o termo linear. Isto pode ser feito de forma computacional de posse

dos modelos linear e não linear do sistema em estudo, subtraindo suas saídas correspondentes para verificação do erro originado pela aproximação produzida na linearização.

2.3.3 Modos flexíveis

Aeronaves naturalmente possuem modos flexíveis e perturbações elásticas inerentes à sua dinâmica e vinculados à sua estrutura. Os HAPS tipo aeroplano, por possuírem grandes asas e uma alta razão de aspecto de sua geometria, estão sujeitos a sofrerem ainda mais com essas perturbações. As perturbações flexíveis propagam-se muitas vezes com um grande período devido ao seu baixo amortecimento, influenciando e trazendo variações de altitude, de posição angular e de suas velocidades impactando, portanto, na atuação do controle. Devido ao seu grau de impacto na formulação da dinâmica e controle, a modelagem destas perturbações é objeto constante de estudo também na área de satélites devido à existência de flexibilidade nos painéis solares, como feito por Tredinnick (1999). Além disso, o mesmo ocorre nos HAPS que são ainda objeto de estudo recente, em trabalhos como; Páez (2017); Silva Junior (2019) e Fu *et al.* (2021). No entanto outros trabalhos similares já vêm sendo realizados em virtude de o campo ser correlato da aviação e aeroespacial (PATIL; CESNIK; HODGES, 2001; MAGALHÃES NETO, 2005; TREDINNICK, 1999).

Na modelagem ordinária de uma aeronave pode-se determinar modos flexíveis tanto na dinâmica longitudinal, quanto na dinâmica látero-direcional. De acordo com Magalhães Neto (2005), estes dois grupos podem ser exemplificados da seguinte forma:

Dinâmica longitudinal

- *Short-Period Pitching Oscillation (SPPO)*
 - altamente amortecido;
 - oscilação de segunda ordem;
 - ocorre em torno do centro de gravidade;
 - afeta o ângulo de ataque.

- *Phugoid* (longo período)
 - suavemente amortecido;
 - oscilação de segunda ordem;
 - atua na velocidade e na altitude.

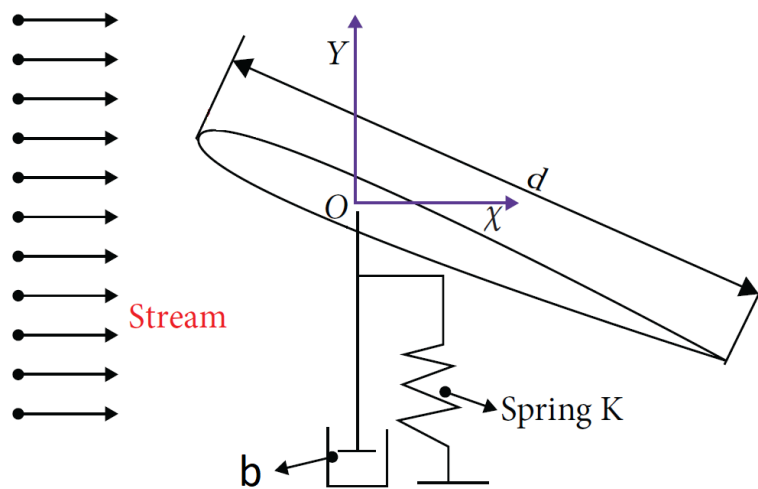
Dinâmica látero-direcional

- *Roll subsidence*
 - não oscilatório, rolamento puro;
 - altamente amortecido;
 - caracterizado pelo rolamento da aeronave.
- *Dutch roll*
 - suavemente amortecido;
 - evolui rolamento e guinada.
- Espiral
 - não oscilatório;
 - envolve ângulo de rolamento e velocidade angular de guinada

Para o desenvolvimento deste trabalho será levado em consideração apenas a perturbação do tipo *phugoid*, devido à sua pertinência com relação às variáveis de estado tratadas pelas equações do movimento no modelo escolhido, e em caráter demonstrativo, para que se possa analisar o comportamento do sistema frente a esse tipo de oscilação.

Podemos comparar este modo oscilatório com um sistema massa-mola-amortecedor para todo o conjunto.

Figura 2.16 – Adaptação do sistema massa-mola-amortecedor.



Fonte: Zhu (2019).

Desta forma, os valores das constantes K da mola e b do amortecedor fornecerão a atenuação e a frequência natural que determinarão a posição dos pólos do modo oscilatório junto ao sistema.

3. TECNOLOGIAS PARA SEGURANÇA E OPERACIONALIZAÇÃO

O objetivo final da consolidação dos HAPS no espaço aéreo visa a possibilidade de cobertura de grandes territórios e os benefícios dessa cobertura em alta altitude, de forma quase estacionária, pelo maior tempo possível em direção do voo perpétuo.

As companhias de telecomunicações vislumbram um cotidiano de transmissão de dados em grande escala com transmissões da camada espacial dessa rede, formada pelos satélites, para a camada inferior compostas pelos elementos HAPS, situados entre 20 e 50 km de altitude no espaço aéreo classe E, e estes para os elementos clientes abaixo, da sua área de cobertura.

A abordagem da disseminação de internet, sobretudo nas áreas rurais e remotas, fornecendo conectividade e ampliando possibilidades de conectar um quantitativo relevante da população mundial desconectada, cerca de 51% (MANIEWICZ, 2019), consiste na motivação em grande parte de empresas que estão investindo nesse campo e também da motivação de muitas pesquisas e trabalhos como em Arum, Grace e Mitchell (2020 a, b); Kurt *et al.* (2020); e Grace *et al.*(2004), onde vários artigos são revisados e abordam a possível cobertura de comunicação difundida pelos HAPS.

A aplicabilidade mencionada, anteriormente, em áreas metropolitanas, ampliando a gama de serviços, adquirindo novas modalidades que dependem de uma cobertura de maior banda, atendimento de uma demanda crescente por conectividade, e o incremento de sua complexidade (KURT *et al.*, 2021) traz desafios para os sistemas de comunicação em modelos de canais *Single-Input Single-Output* (SISO) e *Multiple-Input Multiple-Output* (MIMO) (DONG *et al.*, 2016).

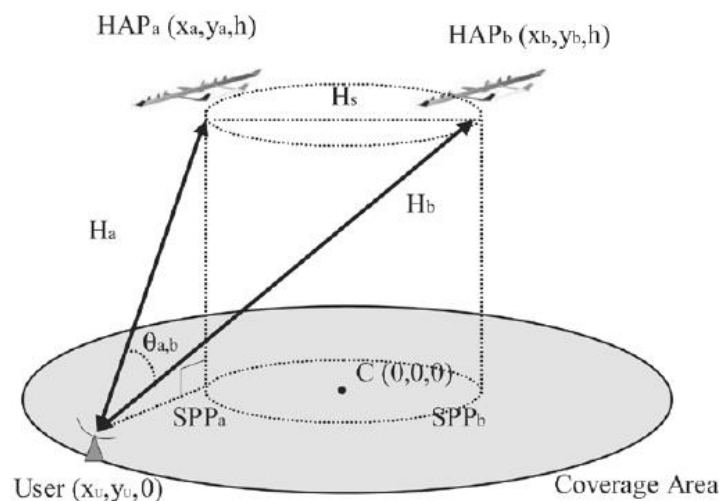
Com um raio de cobertura de cerca de 500 km, poucos HAPS poderão cobrir alguns países inteiros. Por exemplo, 18 HAPS poderiam cobrir toda a Grécia incluindo duas ilhas, fornecendo rede de banda larga, monitoramento e comunicação 6G (AYOOLA, 2007; PECK, 2021; SAEED, *et al.*, 2021).

O exposto traz à tona o provável cenário de múltiplos HAPS, que, encadeados, formariam mega constelações semelhantes aos satélites. Esta configuração e técnicas próprias para essa aplicação são abordadas a seguir.

3.1. Espaço MULTI-HAPS

A cobertura de uma área extensa demandará o uso de vários HAPS e mesmo a sobreposição destes, para evitar áreas de sombreamento e possibilitar a robustez e redundância para determinados serviços. Além de uma implantação rápida de novos serviços, vários HAPS operando num mesmo espectro permitirão a incorporação de novos usuários. Em Grace *et al.*, (2005), é avaliado o comportamento e otimização de alguns agrupamentos de HAPS, especialmente a interferência para usuários da rede celular, sob o cenário de emissão de sinal conjunto dos três HAPS para o mesmo celular e no mesmo espectro, sendo este o pior caso por produzir maior nível de ruído. Simulando espaçamento entre as plataformas, com mostrado na Figura 3.1, demonstra-se a efetividade, mesmo nesse caso apresentado.

Figura 3.1 – Multi-HAPS cobrindo a mesma área de usuários.



Fonte: Grace *et al.* (2005).

Numa abordagem semelhante, em Chen, Grace e Tozer (2005), é investigada a implantação de 3 a 5 HAPS sobre uma mesma área utilizando a tecnologia

Wideband Code Division Multiple Access (WCDMA). É concluído que esta implantação seria possível para suprir o aumento de tráfego.

Interferências não são totalmente inexistentes quando há vários agentes em transmissão ar-ar e utilizando o mesmo espectro. Por isso, a avaliação de desempenho de uma rede com múltiplos HAPS retransmitindo a comunicação de uma Rede de Sensores Sem Fio (RSSF), utilizando um modelo *Virtual Multiple-Input Multiple-Output* (V-MIMO), pode ser significativamente melhorada como o conceito investigado de Múltiplos Ativos em Vista (MAV) (DONG *et al.*, 2016).

Em Sudheesh *et al.* (2017), e Sudheesh; Magarini e Muthuchidambaranathan, (2019), propõe-se a maximização de um único link de comunicação HAPS-base utilizando a técnica de alinhamento de interferência aplicando ao cenário de múltiplas plataformas.

Estes diversos trabalhos confirmam a tendência dessa modalidade de operação que poderá ser implantada num futuro próximo.

A ampliação da carga útil em aeroplanos de forma convencional levaria a uma inviabilidade estrutural, pela necessidade de acréscimo de suportes e materiais mais rígidos e de maior peso nas asas que teriam que ser aumentadas para produzir a sustentação necessária (KURT *et al.*, 2021). Com o aumento da razão de aspecto, há uma tendência a um esforço elástico durante rajadas de vento, que podem levar a uma fadiga da estrutura da asa. Nesse aspecto, uma alternativa verificada em Köthe, (2019) foi a criação de um modelo multicorpos que trabalharia em formação de 10 elementos HAPS acoplados produzindo uma razão de aspecto final de 55, tendo todo o conjunto multicorpos 211 metros entre asas.

Esta configuração traria conexões entre as asas que seriam feitas em voo, o que demandaria um controle preciso para o acoplamento. Ainda traria a capacidade de carregar 450 Kg de carga útil e a possibilidade de voo contínuo com baixo consumo de energia.

3.2. Autonomia

A existência de diversos sistemas incorporados ao HAPS, requer a atenção de dois a quatro operadores cada. Tais sistemas como: controle de sensoriamento e transmissão, controle de voo e planejamento de missão, cada qual com relativa complexidade, funcionam de forma ininterrupta dado a continuidade da missão. Esta constituição traz um desafio no aspecto técnico e financeiro para a manutenção da operação. No cenário avaliado de múltiplos HAPS ou de plataformas de alta altitude compostas de multicorpos, a escalabilidade desse problema cresce de forma insustentável comercialmente. Um único HALE para alguns operadores, ao invés de um operador para vários HAPS (ANICHO et al., 2021).

A necessidade de inversão dessa relação encontra resposta na ampliação da autonomia desses veículos. Há, na literatura, vários trabalhos voltados nesse sentido, em torno de UAVs, UAS e outros veículos não aéreos. No entanto, a literatura é extremamente limitada quando direcionada a HAPS (ANICHO et al., 2021). Atributos semelhantes de autonomia devem compor os sistemas HAPS para a manutenção de sua posição.

Sistemas considerados autônomos devem ser capazes de tomar decisões e reagir a eventos, sem que haja uma interação direta humana.

Os atributos de autonomia incluem:

- avaliar o ambiente, detectando informações sobre este;
- analisar as informações detectadas;
- comunicar;
- planejar e,
- tomar decisões com base nos dados obtidos e processados de acordo com seus algoritmos de controle, e seus elementos finais.

Esses atributos devem capacitar o equipamento autônomo para diferentes condições de voo.

Novos atributos de controle adaptativo surgem para projetos de UAVs que podem ser levados em certa medida para os HAPS:

- voo de manobra agressiva;

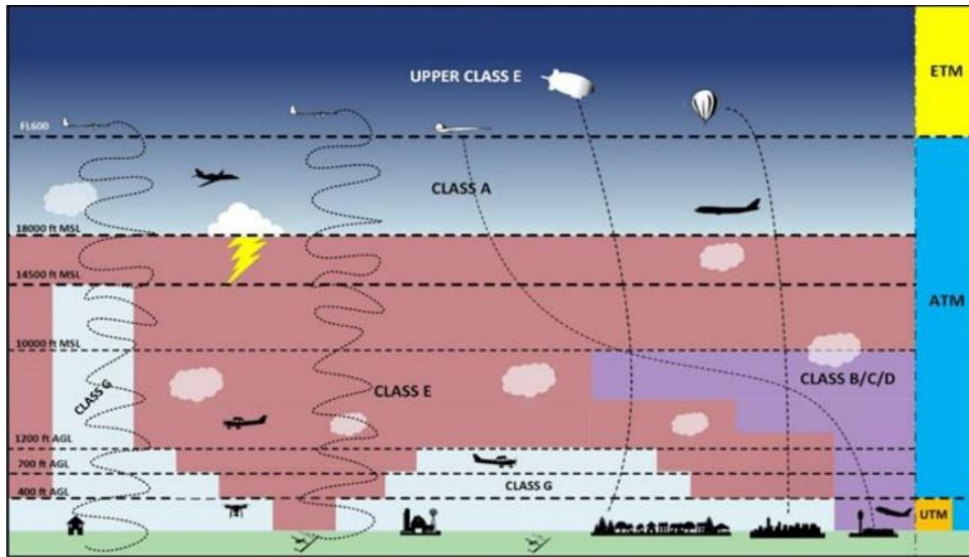
- rejeição robusta de perturbações;
- evasão de obstáculos;
- tolerância a falhas;
- voo em formação e o uso de novos paradigmas de sensoriamento;
- percepção, como a visão computacional.

Num sistema HAPS autônomo, o elemento autônomo deve poder voar pela sua trajetória até o destino, evitando colisões com indivíduos ao redor, em tempo real, considerando suas restrições ou vínculos. Adicionalmente, devem ser capazes de manter sua posição quase estacionária entre os demais elementos posicionados em sua rede cujo espaçamento é definido para manutenção da missão. Associados aos sistemas da aviação civil, devem poder realizar pequenas movimentações dentro do seu espaço de forma a evitar choque mecânico devido ao deslocamento de aviões supersônicos em sua vizinhança. E devem corrigir eventuais desvios de HAPS em perda de posição decorrente de falha sistêmica ou danos inesperados, evitando assim um efeito em cascata na rede.

Nos eventos de lançamento (Figura 3.2) e retorno (Figura 3.1) de HAPS, eventuais conflitos de rota com aeronaves da aviação civil, devem ser tratados com incorporação de instrumentos já consolidados como o ADS-B ou *Traffic Alert and Collision Avoidance System* (TCAS), por exemplo. O acesso à área de operação demanda programação antecipada que, no caso particular da FAA, é definido como sendo de 6 a 24 horas de antecedência

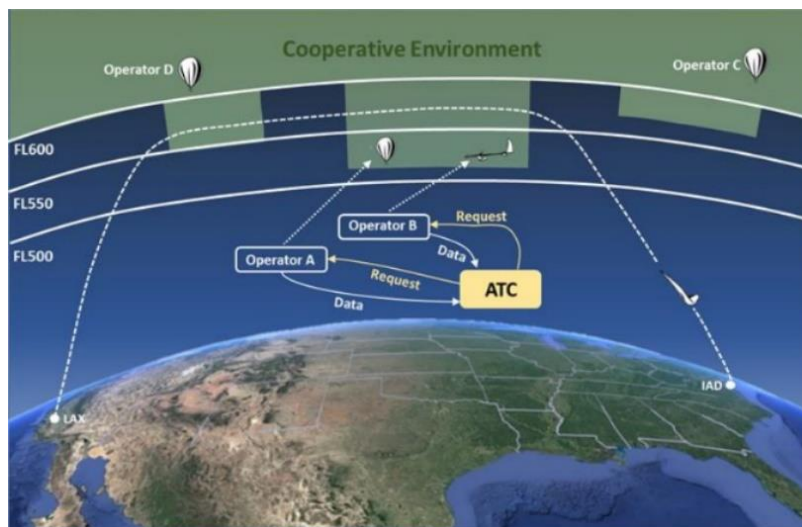
Os agrupamentos nas missões multi-HAPS, e HAPS componentes de aeronaves multicorpos necessitam de cooperação e navegação conjunta num espaço aéreo compartilhado, mas com a prevenção de colisão 3D (FERRERA *et al.*, 2018).

Figura 3.2 – Lançamento para a estratosfera.



Fonte: *Federal Aviation Administration* (2020).

Figura 3.3 – Mudanças entre camadas do espaço aéreo.



Fonte: *Federal Aviation Administration* (2020).

3.3. Anticolisão

Trajetórias de deslocamento em conjunto/bando/enxame (SWARM), a partir de um ponto de lançamento, para uma área comum onde, posteriormente, terão um espaçamento definido entre indivíduos, será uma das formas mais usuais de operacionalizar novas redes, de forma a gerar o menor impacto no uso do espaço aéreo comum que se deve cruzar rumo à estratosfera.

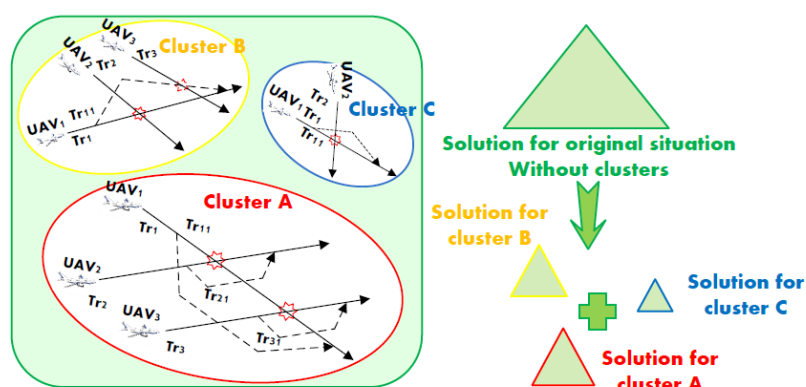
Voos em conjunto/bando/enxame (SWARM) requerem cuidados quanto a possíveis colisões. Muitas técnicas e metodologias são abordadas na literatura envolvendo UAVs. No entanto, muitos casos envolvem geralmente dois elementos e não um cenário de múltiplos indivíduos.

De forma a suprir essa necessidade, o trabalho de Lao e Tang (2017) elaborou uma metodologia anticolisão para múltiplas aeronaves. A metodologia apresentada é composta de dois algoritmos, que são:

- O Detector de Colisão (CD)– verifica a quebra do seu espaço de segurança e a evolução da distância entre si e o intruso ao longo do tempo de forma preditiva, com base nos sensores;
- O Algoritmo de Resolução (CR) de Conflito – otimiza a resolução quanto aos critérios de custo energético, distância para o alvo e tempo de chegada, após tê-lo dividido em agrupamentos de soluções tratáveis onde são avaliadas rotas livres de colisão, à luz dos critérios de otimização;

Este método permite escalabilidade para diversos cenários de voo, utilizando cálculo preditivo, de forma a antecipar eventos de colisão, e enlace de comunicação com o tráfego ao redor; e realiza rotinas em tempo real e de forma descentralizada, eliminando a dependência de um operador.

Figura 3.4 – Metodologia anticolisão.



Fonte: Lao e Tang (2017).

A Figura 3.4 acima mostra o resultado da otimização de rota para vários indivíduos voando em bando com possibilidade de colisão calculadas, bem como rotas alternativas elencadas.

A descentralização do método traz robustez à solução, uma vez que deixa de lidar com a perspectiva de falhas em sistemas de posição por perda, inexistência ou degradação de sinal ou mesmo falta de cobertura.

A metodologia de Lao e Tang (2017), possui comportamento descentralizado, coletivo e de auto arranjo, já que os veículos realizam a computação dos cálculos e algoritmos de suas condições individuais adaptando suas trajetórias, o que, por sua vez, pode causar impacto nas trajetórias vizinhas desencadeando rearranjos subsequentes auto-organizáveis. Por esses atributos é encaixada dentro da definição de Inteligência de conjunto/bando/enxame (*Swarm Intelligence*).

Uma Otimização Multiobjetivo no processamento da trajetória a ser adotada para evitar a colisão prevista é empregada utilizando o método das somas ponderadas dos objetivos (PANTUZA JÚNIOR, 2011). A relação de prioridade dentre os objetivos ainda poderia sofrer variação temporal conforme demonstrado em (HASHEMI; NGUYEN; DREW, 2019).

Dentro da Teoria de Controle, estudos em torno das estratégias computacionais para tratar sistemas complexos trazem em suas inovações a teoria de Aprendizado por Máquina (*Machine Learning*), dentro da qual uma categoria intitulada Aprendizagem por Reforço (*Reinforcement Learning*), conhecida também como *Approximate Dynamic Programming*, ou ainda, *Neuro-Dynamic Programming* (WIKIPEDIA: *Reinforcement Learning*, 2021) tem sido verificada em paralelo à *Swarm Intelligence* no controle de sistemas complexos, com o caso de aeronaves tratado no trabalho de Zhang *et al.* (2018).

Uma pesquisa recente foi realizada testando a performance dos algoritmos *Swarm Intelligence* (SI) e *Reinforcement Learning* (RL). Ela, de forma surpreendente, utilizou como cenário base a operação de múltiplos HAPS de asa fixa (aeroplanos) em voo na cobertura de 500 usuários fictícios. Os

resultados da pesquisa apontam para uma convergência mais rápida do sistema SI e uma taxa média de convergência superior à do RL. No entanto, as restrições de mínimo distanciamento não permitiram a realocação do HAPS, o que provocou pontos fora quanto à cobertura de um pequeno número de usuários devido à não realocação do veículo, mesmo após o deslocamento do usuário. Isto ocorreu de forma bem inferior no sistema RL, devido à característica exploratória aleatória do algoritmo, que trata esse objetivo sub-ótimo de forma diferente ao SI.

4. MODELO DE SIMULAÇÃO

Para se investigar situações como as mencionadas no Capítulo 3 dentro do cenário multi-HAPS, é necessário inicialmente a formulação de um modelo computacional.

A construção de um modelo pode variar de acordo com a complexidade requerida, podendo considerar ainda: submodelos para o modelo geométrico, de centro de massa, gasto de energia, modelo ambiental, modos de controle, etc. Neste trabalho, adaptou-se um modelo reduzido de uma aeronave para, de forma introdutória: 1) avaliar questões iniciais da simulação e formulação do problema, além dos aspectos físicos; 2) envolver particularidades do ambiente de simulação (MATLAB/Simulink) e consolidar técnicas para o algoritmo.

4.1. Equações do modelo

O sistema de equações de uma aeronave não é linear, é variante no tempo, e é dependente do ambiente. Por tudo isto, e para controlá-la, são necessários os seguintes **passos**:

1) linearizar tais equações=expressar suas derivadas parciais em torno de uma condição de voo = situação específica de operação; 2) calcular seus parâmetros=avaliar suas derivadas parciais em tal condição de voo (**trimagem**); 3) compor o modelo por matrizes de funções de transferência (G(s)) e/ou por variáveis de entrada, estado, e saída (ABCD), utilizando os parâmetros escolhidos para tal condição de voo; 4) projetar e testar a lei de controle específica; 5) implementá-la e testá-la; 6) repetir isso para todas as condições de voo no envelope de voo.

O modelo escolhido baseou-se num corpo rígido que descreve seu comportamento em resposta ao empuxo, ângulo de ataque e ângulo de inclinação, considerando vento zero.

As equações aerodinâmicas seguem a adaptação realizada por Martin *et al.* (2019). Nela, o modelo cinemático básico para o sistema HALE é adaptado do

modelo de seis graus de liberdade apresentado por Beard e McLain (2012), a saber:

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (4.1)$$

$$L = qC_L S \quad (4.2)$$

$$D = qC_D S \quad (4.3)$$

onde:

- q – pressão dinâmica
- ρ – densidade do ar
- V – Velocidade da aeronave
- L – força de elevação
- D – força de arrasto
- C_L – coeficiente de elevação
- C_D – coeficiente de arrasto
- S – área de superfície das asas

e também:

$$\dot{V} = \frac{T_p - D}{m} - g \sin(\gamma) \quad (4.4)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L}{mV} \cos(\phi) - \frac{g}{V} \cos(\gamma) \quad (4.5)$$

$$\dot{\psi} = \frac{L \sin(\phi)}{mV \cos(\gamma)} \quad (4.6)$$

$$\dot{h} = V \sin(\gamma) \quad (4.7)$$

$$\dot{x} = V \cos(\psi) \cos(\gamma) \quad (4.8)$$

$$\dot{y} = V \sin(\psi) \cos(\gamma) \quad (4.9)$$

onde:

- x – posição norte no plano referencial inercial;
- y – posição leste no plano referencial inercial;
- h – altitude no plano referencial inercial;
- m – massa da aeronave
- g – gravidade

Figura 4.2 – Aeronave Aquila em laboratório.

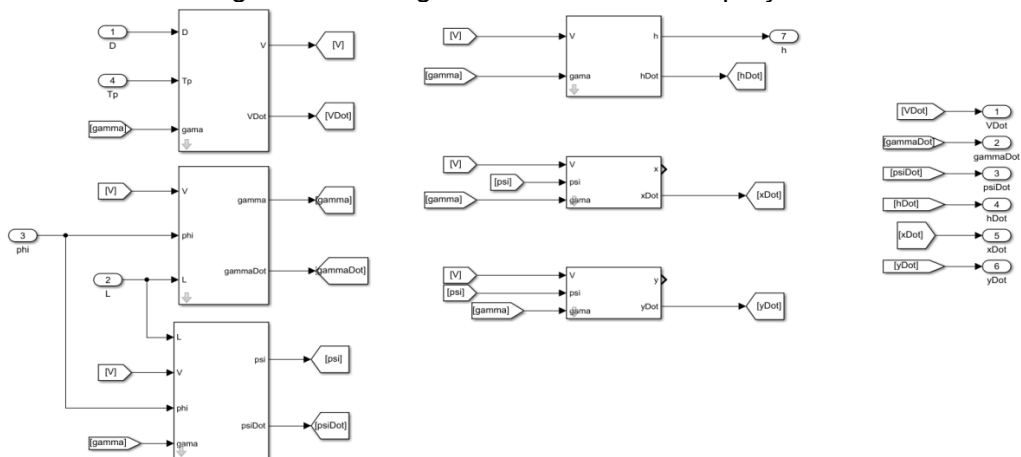


Fonte: Weasler e Tseytlin (2016).

Tais parâmetros se encontram no Anexo A. As condições iniciais e os coeficientes aerodinâmicos podem ser visualizados nos Anexos B e C respectivamente.

O número de Reynolds é calculado de acordo com a altitude (AEROTOOLBOX, 2021), alterando assim os coeficientes aerodinâmicos de arrasto e elevação que, juntamente com a velocidade e área da asa, afetam as forças de sustentação e arrasto da aeronave. As equações postas em blocos compoendo o modelo para simulação dentro do simulador foram expressas como se segue na Figura 4.3:

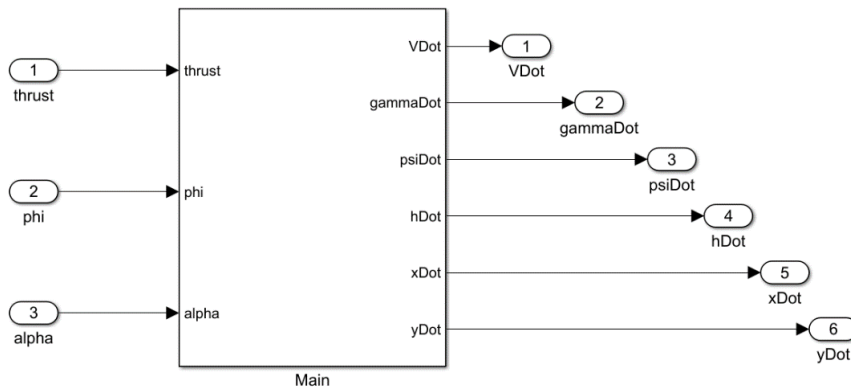
Figura 4.3 – Diagrama dos blocos de equações.



Fonte: Produção do autor.

Tais equações e seus blocos foram então encapsuladas num bloco principal de forma que o algoritmo de *trimagem* pudesse atualizar as saídas baseado nas entradas de *thrust*, *phi* e *alpha* respectivamente, como mostra a Figura 4.4:

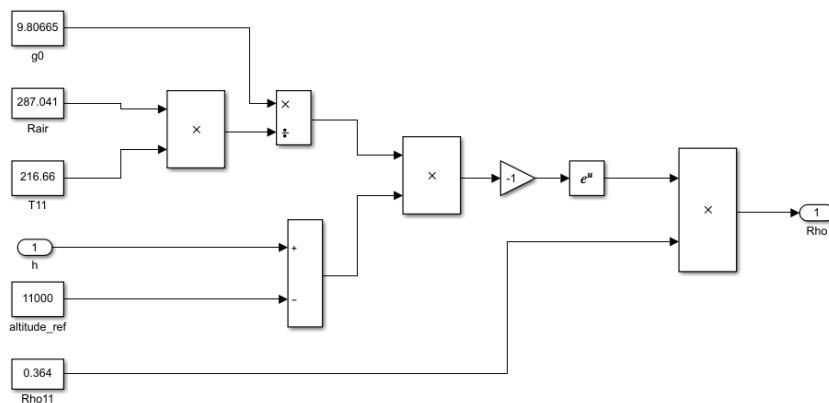
Figura 4.4 – Bloco principal do simulador.



Fonte: Produção do autor.

O modelo atmosférico tem por finalidade calcular a densidade do ar com base nos parâmetros da seção referenciada em (1976 *Standard Atmosphere*), conforme realizado em Martin *et al.* (2019), como mostra a Figura 4.5:

Figura 4.5 – Cálculo do modelo atmosférico para densidade do ar.



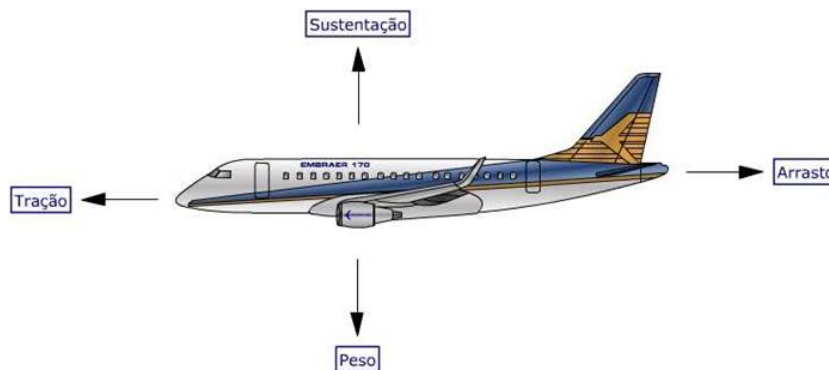
Fonte: Produção do autor.

Os demais blocos do simulador estarão no Apêndice A.

4.2. Principais forças sobre e ângulos aerodinâmicos de uma aeronave

Em relação ao referencial terrestre (horizontal e vertical) local, as principais forças sobre uma aeronave são (Figura 4.6): 1) a força aerodinâmica resultante do movimento da aeronave contra o ar, com as componentes de **arrasto (*drag*)** e **sustentação/elevação (*lift*)**; 2) o **peso (*weight*)** do veículo; e 3) a **tração/empuxo (*thrust*)** do motor.

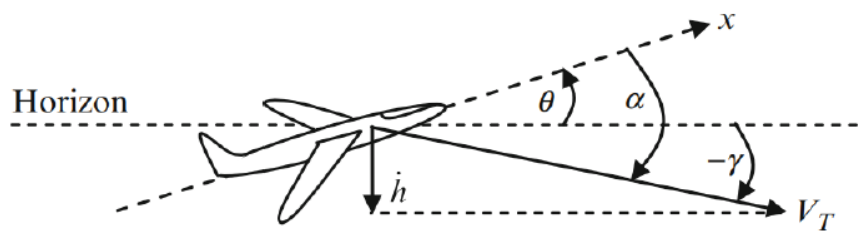
Figura 4.6 – Principais forças sobre uma aeronave.



Fonte: Guia do aviador (2022).

Em relação ao referencial terrestre (horizontal e vertical) local, os principais ângulos aerodinâmicos de uma aeronave no plano horizontal-vertical locais são (Figura 4.7): 1) o ângulo entre a velocidade da aeronave V_T e a horizontal local conhecido como **ângulo de trajetória de voo (*flight path angle* = γ)**; 2) o ângulo entre o eixo principal de inércia x_b do referencial da aeronave e a horizontal local, conhecido como **ângulo de arfagem (*pitch angle* = θ)**, e o ângulo entre o vetor velocidade V_T e o eixo x_b , conhecido como **ângulo de ataque (*attack angle* = α)**.

Figura 4.7 – Principais ângulos aerodinâmicos de uma aeronave no plano h-v locais.



Fonte: Almeida e Ribeiro (2018).

As equações 4.4 a 4.9 permitem avaliação de movimentos tridimensionais, no entanto, as simulações que foram realizadas e configuradas consideram um voo em linha reta e nivelado (movimento longitudinal) e, portanto, numa visão bidimensional. Considerando ainda essa condição de voo e a relação $\gamma = \theta - \alpha$, uma vez que o modelo da referência considera vento zero o ângulo γ também será zero e com isso $\theta = \alpha$.

4.3. Linearização e *trimagem* do modelo

Tratando de um sistema de equações não lineares, para aplicação das técnicas de controle se faz necessário aplicar o processo de linearização em torno de um ponto de operação escolhido. O ponto de operação é inicialmente selecionado no momento em que as forças e torques estão em equilíbrio e as conseqüentes variações no espaço de estados do sistema estão idealmente em zero, ou com desvios muito pequenos. Um dos pontos de ajuste das forças e torques numa aeronave pode ser o chamado “**voo de cruzeiro**”, ou *Straight-and-level flight*, onde a mesma está em voo em linha reta com ausência de inclinações e manutenção da altitude.

O processo de encontrar os valores para essa condição de ajuste, chamado de *trimagem*, como visto no Item 2.3.1, necessita de um conjunto mínimo de condições e determinação de restrições para que os demais parâmetros sejam encontrados, geralmente de forma computacional mediante o teste exaustivo de hipóteses para cada parâmetro desejado.

Para isso foi adaptado o código de *trimagem* presente em (ALMEIDA; RIBEIRO, 2018). O resultado da adaptação pode ser consultado no Apêndice F.

Na elaboração do código, diversos erros provenientes de sintaxe de comandos do ambiente escolhido, diferenças da versão utilizada aqui, e das versões usadas nas referências, provocaram sucessivas reformulações que, por fim, resultaram na reformulação do código que pode ser visto no Apêndice B.

O código então executado foi capaz de executar sem erros o processo de *trimagem* e encontrar valores *trimados* para os parâmetros do sistema em voo de cruzeiro (Figura 4.8). No entanto, a função custo utilizada que determina o quão próximo de zero está a variação dos parâmetros principais, ficou elevada (valor de 10,06), indicando que o código teve dificuldade de convergir na solução.

O algoritmo adaptado e posteriormente reformulado teve êxito em termos computacionais do código pois operou sem erros na simulação. Contudo, os valores obtidos estavam fora da faixa operacional e manutenção do voo de cruzeiro;

Figura 4.8 – Valores trimados para os parâmetros do sistema em voo de cruzeiro pretendida e custo.

```
Inputs:
-----
u: -272
u: -1.26e-16
u: 4.17
ans =
10.0591
```

Fonte: Produção do autor.

Além de ter um custo alto, indicando que variações nas variáveis de estado não eram mínimas. Essa condição possivelmente se deu em virtude da ausência de limites em algum dos parâmetros, que ocasionou a dificuldade do algoritmo convergir com custo baixo; (Tabela 4.1).

Tabela 4.1– Valores da primeira *trimagem*.

	VALOR	UNIDADE	DESCRIÇÃO
Tp	-272,0	N	Impulso do thrust
phi (φ)	-1.26e-16	rad	ângulo de rolamento
alpha (α)	4.17	rad	ângulo de ataque

Fonte: Produção do autor.

A solução alcançada se deu com o cálculo de hipóteses de forma manual até que se chegasse a valores de estabilidade na faixa das variáveis, o que ocorreu. De posse desses valores (Tabela 4.2), foram atualizadas as matrizes de espaço de estados e dado início aos testes e simulações.

Tabela 4.2– Valores da segunda *trimagem*- ponto de equilíbrio.

	VALOR	UNIDADE	DESCRIÇÃO
Tp	242,7	N	Impulso do thrust
phi (φ)	0,0	rad	ângulo de rolamento
alpha (α)	0,0622	rad	ângulo de ataque

Fonte: Produção do autor.

Esses últimos valores são os que foram utilizados para os primeiros testes dos sistemas linear e não-linear, tanto em malha aberta e fechada quanto os testes incluindo perturbações em degrau.

4.4. Testes e simulação

Os valores encontrados do ponto de operação (Tabela 4.2), mesmo afastados do ideal, serviram de ponto de partida e ponderações. Valores que

promoveram a estabilidade do sistema foram posteriormente determinados de forma empírica com base nas Equações (4.4 a 4.11); e, com isso, assegurou-se a possibilidade de aplicação nas matrizes ABCD linearizadas do sistema linear:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (4.10)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{Cx} + \mathbf{Du} \quad (4.11)$$

Pode-se então calcular as matrizes e elaborar uma comparação entre o modelo linear e não linear, mostrada na Figura 4.9. Nesta figura foi posto o modelo linear e não linear com os valores de trimagem (Tabela 4.2), de forma a realizar comparações de resposta entre os modelos. A resposta dos dois modelos tende a ser iguais ou com erros bem pequenos.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & -g \cos \gamma & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{gm \cos \gamma - L \cos \phi}{mV^2} & \frac{g \sin \gamma}{V} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-L \sin \phi}{mV^2 \cos \gamma} & \frac{L \sin \phi \sin \gamma}{mV (\cos \gamma)^2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sin \gamma & V \cos \gamma & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \cos \psi \cos \gamma & -V \cos \psi \sin \gamma & -V \sin \psi \cos \gamma & 0 & 0 & 0 \\ \sin \psi \cos \gamma & -V \sin \psi \sin \gamma & V \cos \psi \cos \gamma & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} & 0 & \frac{-qSP_2}{m} \\ 0 & \frac{-L \sin \phi}{mV} & \frac{qSP_1}{m} \\ 0 & \frac{L \cos \phi}{mV \cos \gamma} & \frac{qSP_3 \sin \phi}{mV \cos \gamma} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

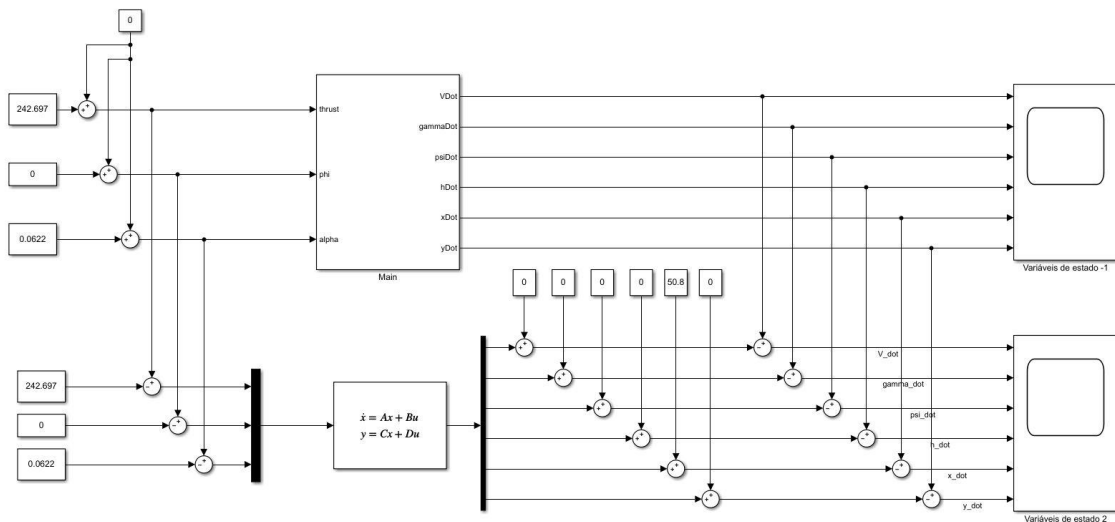
$$\mathbf{D} = \mathbf{0} \quad (4.15)$$

Cujos valores numéricos de **A** e **B** são:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & -9.81 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.31856697728266e - 08 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 50,8 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 50,8 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.0028571429 & 0 & -19.4682744274286 \\ 0 & 0 & 2.31131218384820 \\ 0 & 0.193109566388448 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

Figura 4.9 – Comparação das plantas linear e não linear.



Fonte: Produção do autor.

O objetivo foi: 1) verificar a similaridade dos resultados obtidos. Isso: 2) permite utilizar inúmeras técnicas de controle na planta linearizada; e 3) se compara ao processo de validação do modelo linearizado, caso fosse realizado com um sistema real.

Os resultados obtidos na simulação supracitada mostraram uma oscilação nos primeiros momentos da simulação realizada entre os dois modelos; e, após, uma convergência nas derivadas das variáveis de estado. As diferenças entre as respostas não-linear e linear em $t \in [0;3000]$ s (regime transitório e regime permanente) estão na Figura 4.10:

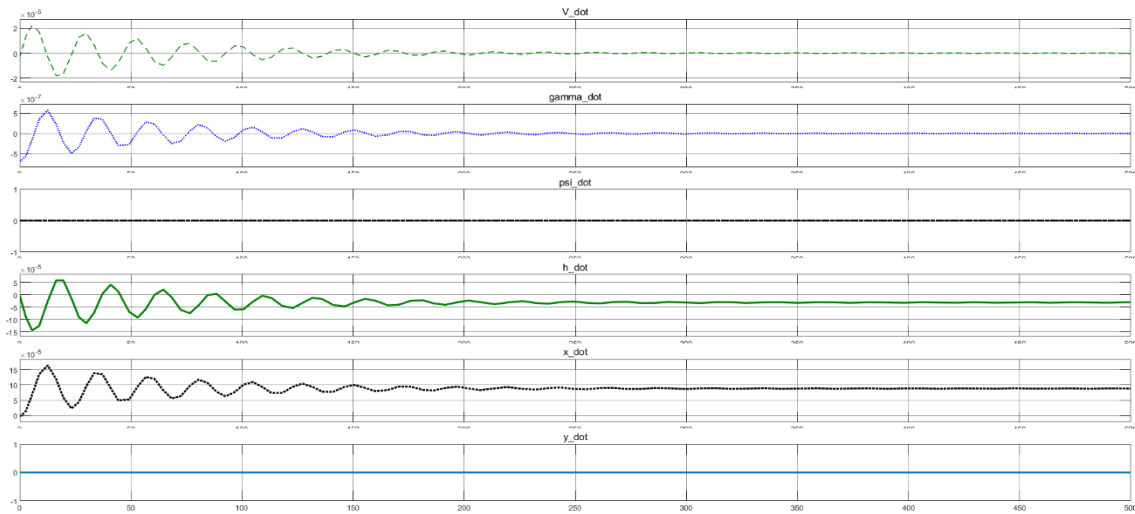
Figura 4.10 – Diferenças entre as respostas não-linear e linear em $t \in [0;3000]$ s.



Fonte: Produção do autor.

Ajustados os valores, o sistema apresentou um comportamento mais próximo do sistema não linear, com erro máximo nas variáveis de estados na ordem de 10^{-5} , o que é suficientemente pequeno para uma comparação inicial e elaboração do controle. Esse erro é devido ao processo de linearização que, desprezando as demais derivadas da série de Taylor, acaba por representar, de forma aproximada, o modelo original. As diferenças entre as respostas não-linear e linear em $t \in [0;500]$ s (regime transitório e início do regime permanente) estão na Figura 4.11:

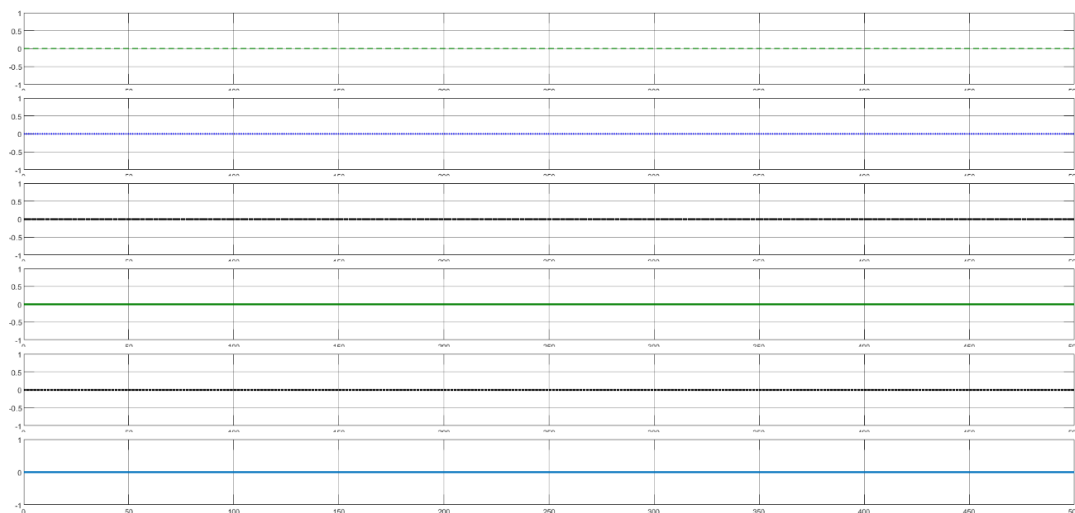
Figura 4.11 – Diferenças entre as respostas não-linear e linear em $t \in [0;500]$ s.



Fonte: Produção do autor.

A diferença entre as respostas permanentes dos sistemas não linear e linear é igual à resposta do sistema não linear aos *inputs* de trimagem, já que as derivadas das variáveis de estado do sistema linear convergem para zero no regime permanente. A Figura 4.12 mostra que na ausência de perturbações, o sistema linear *trimado* com os valores informados anteriormente têm suas respostas em regime permanente e transitório em torno do ponto de operação sem variações.

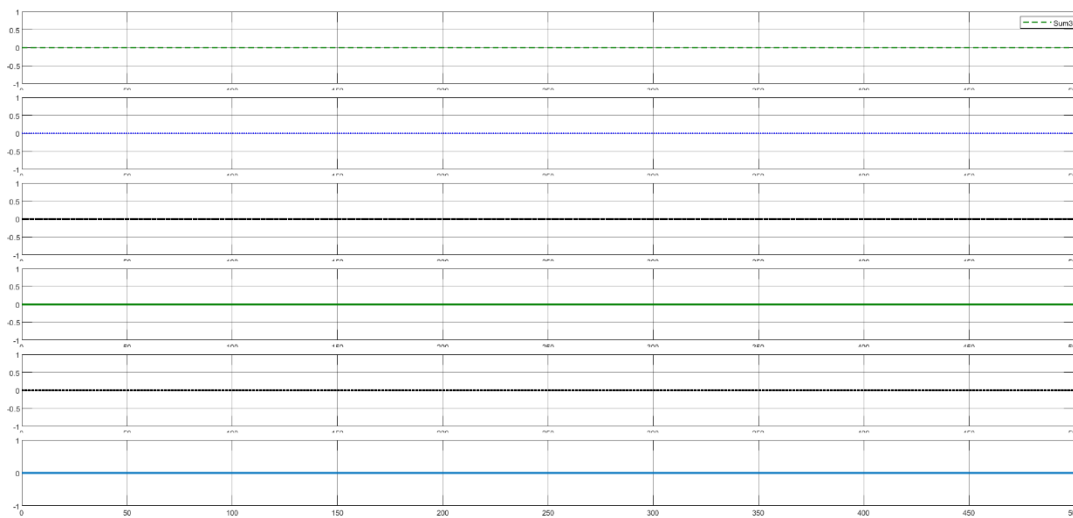
Figura 4.12 – Resposta permanente do sistema linearizado em malha aberta sem aplicação de degrau.



Fonte: Produção do autor.

Dado que a linearização se demonstrou adequada, foi realizada a realimentação no sistema linear, inicialmente com ganho unitário. Conforme esperado foi verificada a manutenção das saídas com **ausência de variação**, conforme mostra a Figura 4.13:

Figura 4.13 – Resposta à realimentação unitária do sistema linearizado sem aplicação de perturbação.



Fonte: Produção do autor.

Para aplicação de controle no sistema não linear foram calculados os pólos de malha fechada. Para isso valores de tempo de subida e máximo sobre sinal foram adotados, conforme a Tabela 4.3:

Tabela 4.3 – Valores de ajuste da resposta transitória.

Entradas			
	T_p	ϕ	α
M_p	0.05	0.02	0.03
T_s	1.5	0.5	2.0

Fonte: Produção do autor.

Com os valores mencionados acima, foram calculados os pólos de malha fechada para sintonia do sistema e resposta a perturbações. Os valores alcançados para os pólos estão presentes na Tabela 4.4:

Tabela 4.4 – Valores de atenuação e frequência natural não amortecida.

	input 1	input 2	input 3
zeta	0.690107	0.7797	0.744804
Wn	3864135	10.26	268527

Fonte: Produção do autor.

Determinaram-se em seguida os pólos de malha fechada, conforme a Tabela 4.5:

Tabela 4.5 – Pólos de malha fechada.

polo 1	-2.6667 + 2.7965i
polo 2	-2.6667 - 2.7965i
polo 3	-7.9997 + 6.4243i
polo 4	-7.9997 - 6.4243i
polo 5	-2.0000 + 1.7918i
polo 6	-2.0000 - 1.7918i

Fonte: Produção do autor.

Estes pólos possibilitam uma resposta transitória com poucas oscilações e baixo sobressinal, de forma a convergir sem introduzir maiores perturbações ao sistema.

Determinados os pólos, foi calculada a matriz de ganho K (Figura 4.14). O controle na forma $u = -Kx$, para realimentação pode então ser implementado conforme mostra a Figura 4.15. O diagrama de blocos do arranjo e demais comparações da simulação estão presentes no Apêndice D.

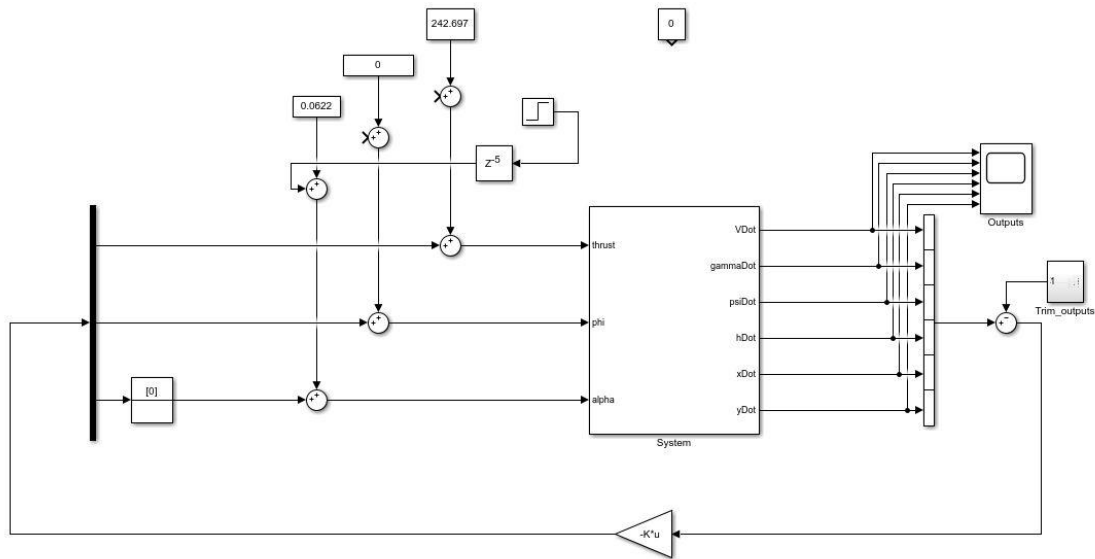
Foi aplicado posteriormente um delta com o sistema linear realimentado com a os ganhos e observou-se (Figuras 4.16, 4.17 e 4.18) uma resposta coerente a aplicação do ganho K para controle.

Figura 4.14 – Matriz K de ganho.

1.7394e+03	2.7448e+04	-1.1081e+04	2.2595e+03	3.0138e+03	445.4614
0.0988	19.1354	54.5122	-0.4712	0.3009	3.8623
0.0444	4.6295	-1.5959	0.3318	0.0523	0.0446

Fonte: Produção do autor.

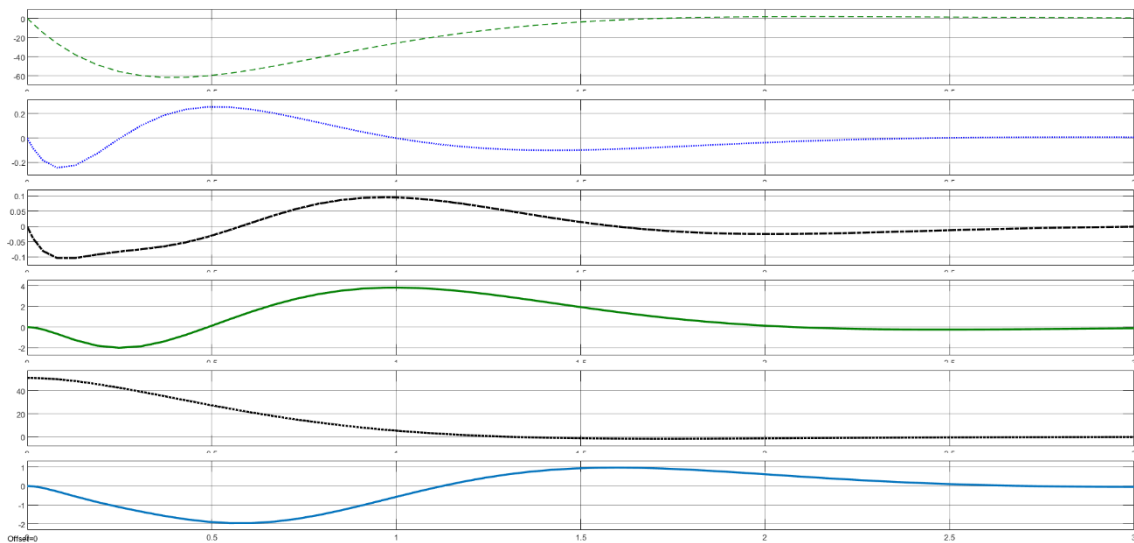
Figura 4.15 – Sistema não-linear em malha fechada.



Fonte: Produção do autor.

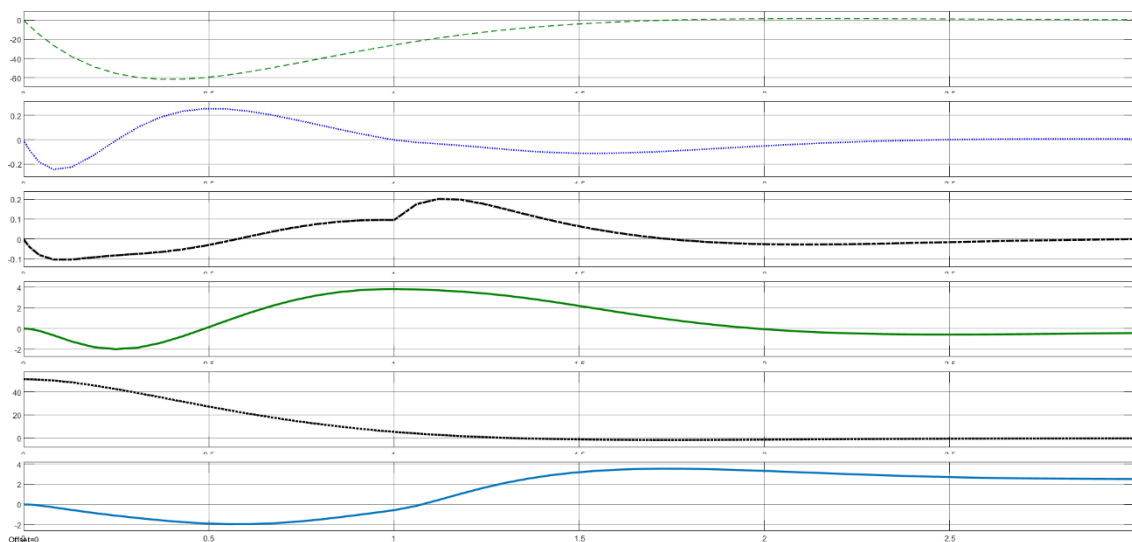
Os ganhos obtidos a partir das matrizes do sistema linearizado foram verificados no sistema não linear de forma progressiva adicionando a realimentação das saídas ao sistema e verificando seu comportamento aplicando um sinal em degrau nas entradas T_p , ϕ , e α , que pode ser observado nas Figuras 4.16, 4.17, e 4.18:

Figura 4.16 – Resposta sistema linear malha fechada ao degrau em T_p .



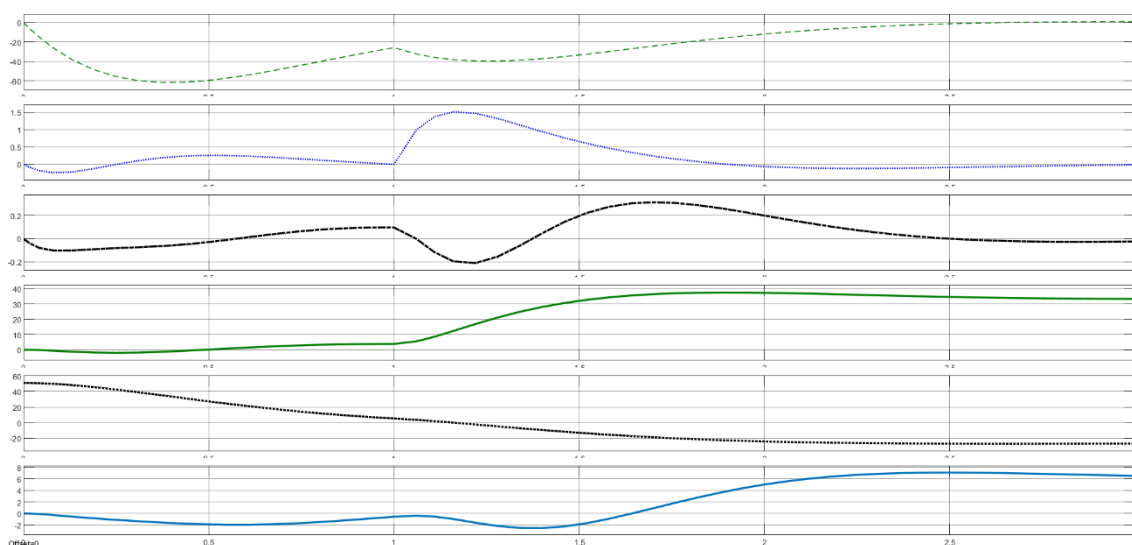
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.17 – Resposta sistema linear malha fechada ao degrau em phi.



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.18 – Resposta sistema linear malha fechada ao degrau em alpha.

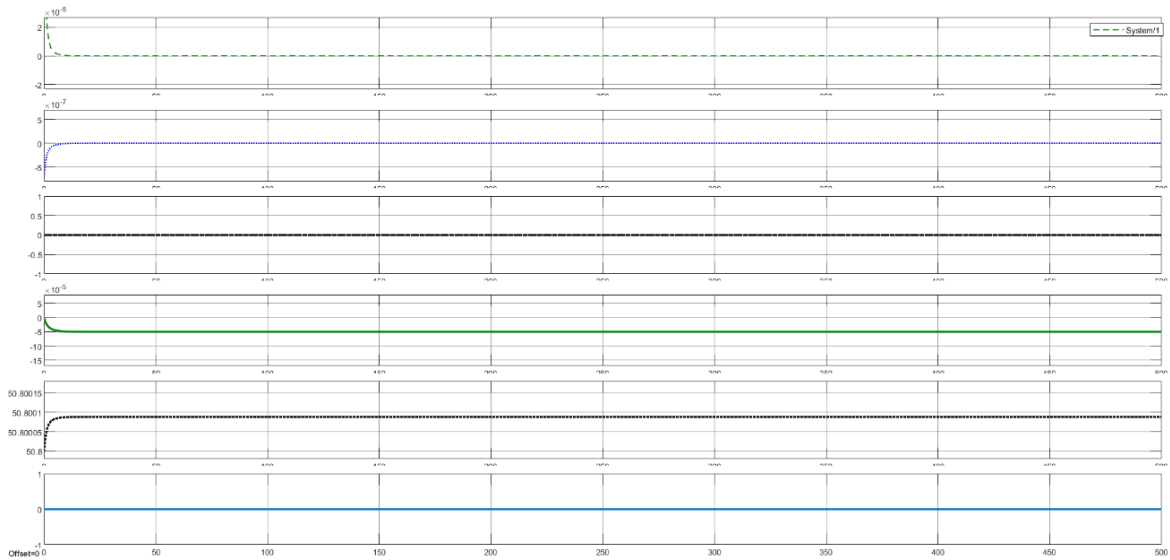


Fonte: Produção do autor.

Todas as respostas ao degrau ocasionaram a introdução de erro em regime permanente.

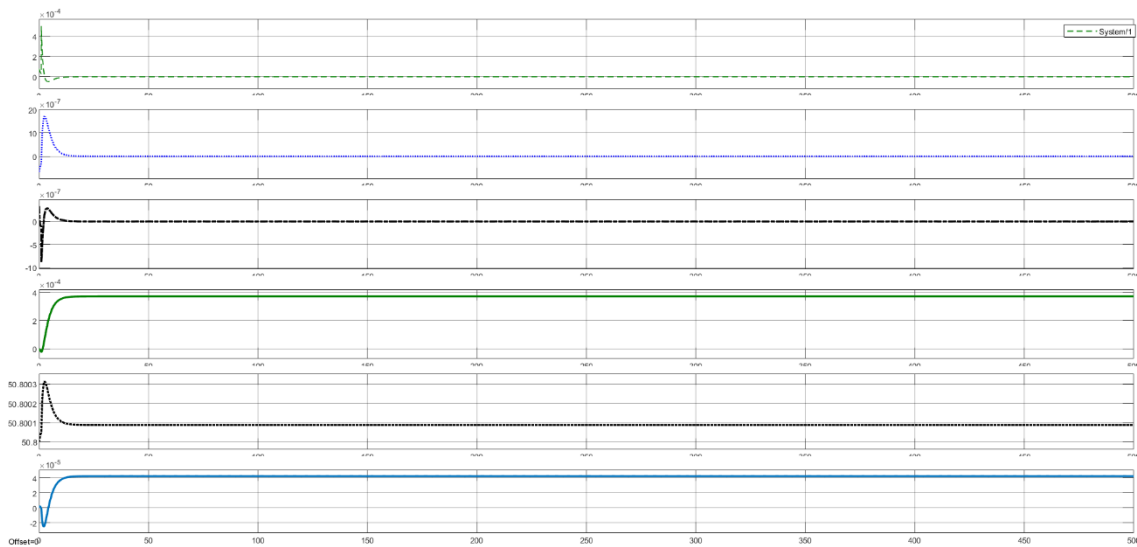
Abaixo o mesmo foi realizado com o sistema não linear como demonstrado (Figuras 4.19 e 4.20).

Figura 4.19 – Resposta do sistema não linear com entrada 1 (T_p) realimentada.



Fonte: Produção do autor.

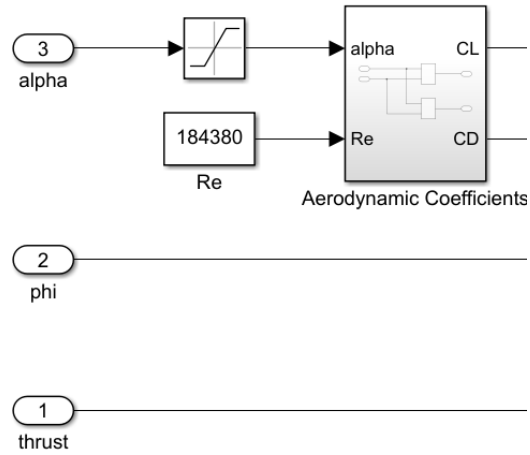
Figura 4.20 – Resposta do sistema não linear com entradas 1 (T_p) e 2 (ϕ) realimentadas.



Fonte: Produção do autor.

Com a colocação da terceira realimentação houve a ocorrência de erro numérico no bloco de cálculo dos coeficientes, que foi solucionado com a inserção de limites ao valor de α em $(\pm 5^\circ)$, como mostra a Figura 4.21. Com isso obteve-se resultado esperado na simulação com controle das saídas, como mostram as Figuras 4.22, 4.23, e 4.24:

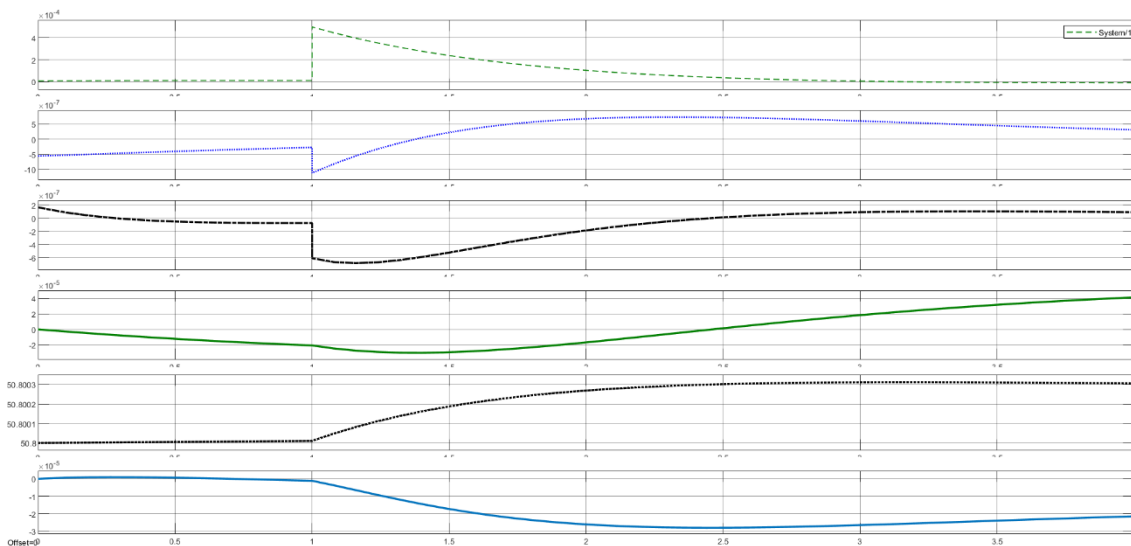
Figura 4.21 – Inserção de limitador para variável alpha.



Fonte: Produção do autor.

Primeiramente aplicando um *step* (degrau) à entrada T_p , ocorreu resposta de correção que introduziu um pequeno erro no regime estacionário para algumas saídas, característico de um controle puramente proporcional, ou seja, com uso apenas de ganhos (Figura 4.22).

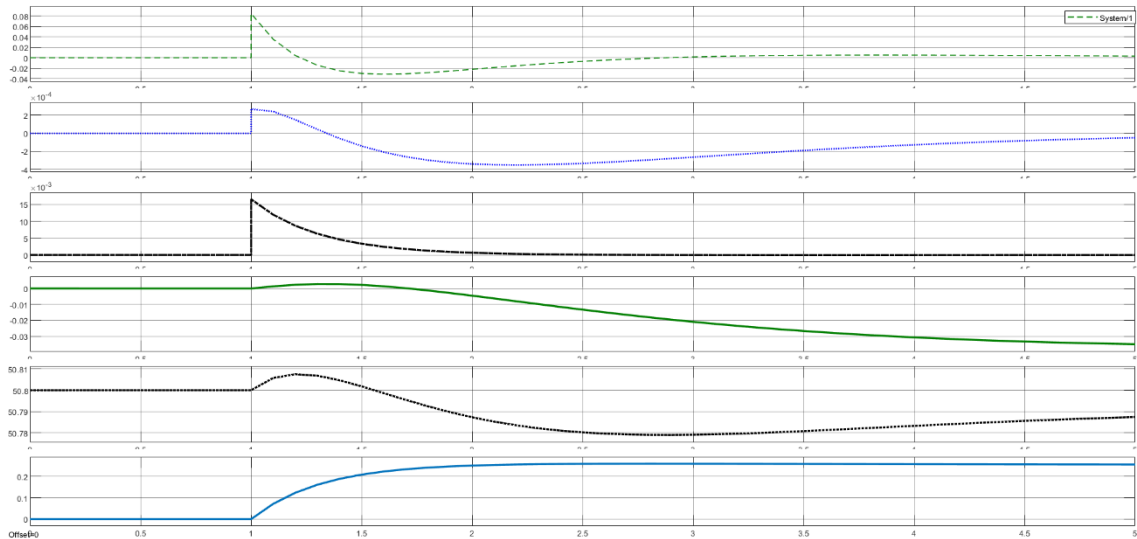
Figura 4.22 – Resposta do sistema não linear ao degrau em T_p .



Fonte: Produção do autor.

O sinal de degrau nas simulações foi introduzido juntamente com um *delay* para melhor visualização gráfica. A Figura 4.23 mostra a resposta para a perturbação provocada em phi (segunda entrada):

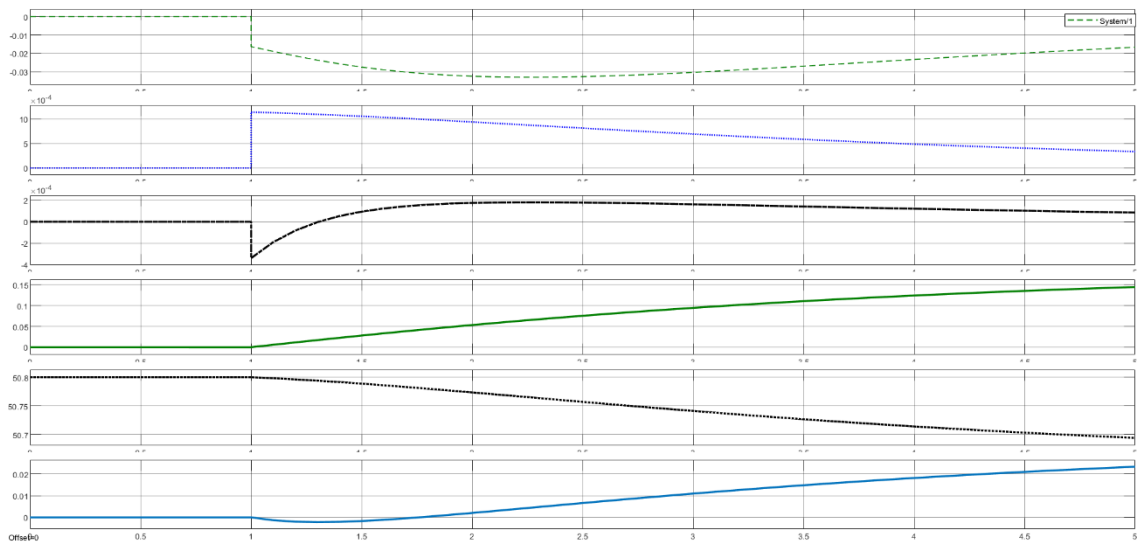
Figura 4.23 – Resposta do sistema não linear ao degrau em phi.



Fonte: Produção do autor.

Seguindo, tem-se a resposta ao degrau na variável de entrada alpha que é demonstrada na Figura 4.24:

Figura 4.24 – Resposta ao degrau em alpha.



Fonte: Produção do autor.

As Figura 4.22-4.24 mostram que os passos (1-5 da Seção 4.2) adotados foram bem sucedidos. Muitos outros refinamentos poderiam complementá-los (passos 6-7) ou até substituí-los, mas estes ficarão como sugestões para os próximos trabalhos.

4.5. Introdução do modo oscilatório

Após os testes realizados na seção anterior apenas com o modelo dinâmico da referência, foi introduzido um módulo oscilatório do tipo *phugoid* para estudo e verificação de resposta do sistema. As adições nos diagramas de blocos de maneira geral estão demonstradas no Apêndice A. Em Cook (2013), foi verificado uma correlação entre a atenuação a frequência natural e os coeficientes de *lift* e *drag* do aeroplano para a oscilação *phugoid* expressa por:

$$\zeta_p \cong \frac{1}{\sqrt{2}} \left(\frac{C_D}{C_L} \right) \quad (4.18)$$

$$\omega_{np} = \frac{g\sqrt{2}}{V_0} \quad (4.19)$$

Sendo,

ζ_p – atenuação *phugoid*

ω_{np} – frequência natural *phugoid*

V_0 – velocidade de trimagem

g – gravidade

A partir disso verificamos os valores de 0.050741 para a atenuação (subamortecido) e 0.273099 rads/s para a frequência natural não amortecida. Estes valores são comparáveis aos encontrados em Patil, Cenik e Hodges (2001), tendo a mesma ordem de grandeza, uma vez que os veículos são similares tendo, o da referência, *aspect ratio* de 32 e do modelo utilizado neste trabalho 30,

Tabela 4.6 – Comparação de valores.

	Análise presente	Análise da Ref. Citada
<i>Phug. Freq.</i> (ω_{np})	0.273099	0.320
<i>Phug. Aten.</i> (ζ_p)	0.050741	0.0702

Fonte: Produção do autor.

No sistema massa mola modelado por:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k/m & -b/m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1/m \end{bmatrix} \mathbf{u} \quad (4.20)$$

$$y = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

Podemos através de cálculo alcançar os valores de:

Tabela 4.7 – Coeficientes modo oscilatório.

b	9,700121
k	26,104072

Fonte: Produção do autor.

Introduzindo assim novos pólos no sistema não linear que após linearização complementa as matrizes A, B, C e D. Adicionando ao sistema original ficaremos com:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & -9.81 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.31856697728266e-08 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 50,8 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 50,8 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.0746 & -0.0277 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.0028571429 & 0 & -19.4682744274286 \\ 0 & 0 & 2.31131218384820 \\ 0 & 0.193109566388448 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0029 \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

$$\mathbf{D} = \mathbf{0} \quad (4.25)$$

Tabela 4.8 – Pólos do módulo *phugoid*.

polo 7	-0.0139 + 0.2727i
polo 8	-0.0139 - 0.2727i

Fonte: Produção do autor.

Também uma nova matriz de ganho é atualizada para nova dimensão e pólos do sistema (Figura 4.25).

Figura 4.25 – Matriz K de ganho.

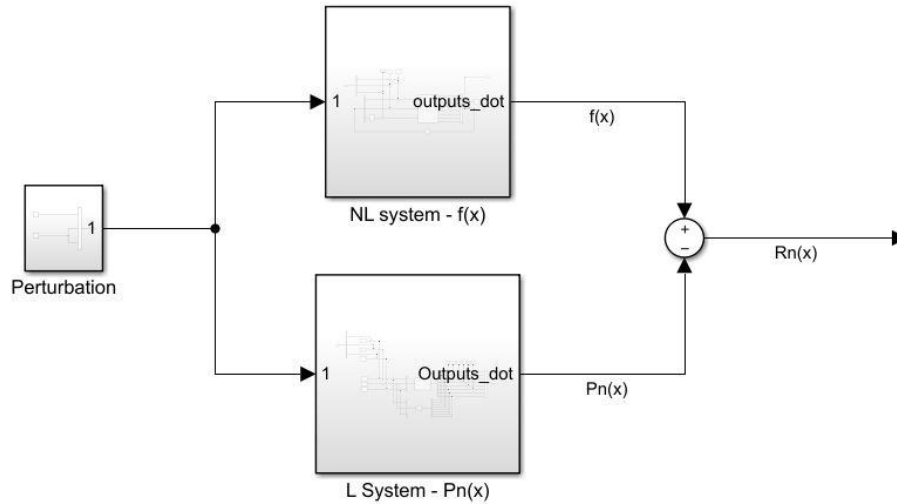
1.0e+04 *

0.1863	2.6127	-1.0643	0.2231	0.3710	0.0399	-0.0078	0.0008
-0.0001	0.0020	0.0055	-0.0000	-0.0000	0.0004	0.0000	-0.0000
0.0000	0.0004	-0.0002	0.0000	0.0000	0.0000	-0.0000	0.0000

Fonte: Produção do autor.

Com o sistema reformulado foram avaliados, em novos testes, os erros referentes à aproximação linear, e às respostas ao degrau em cada uma das entradas (Figura 4.26).

Figura 4.26 – Estrutura para verificação do erro $R_n(x)$.

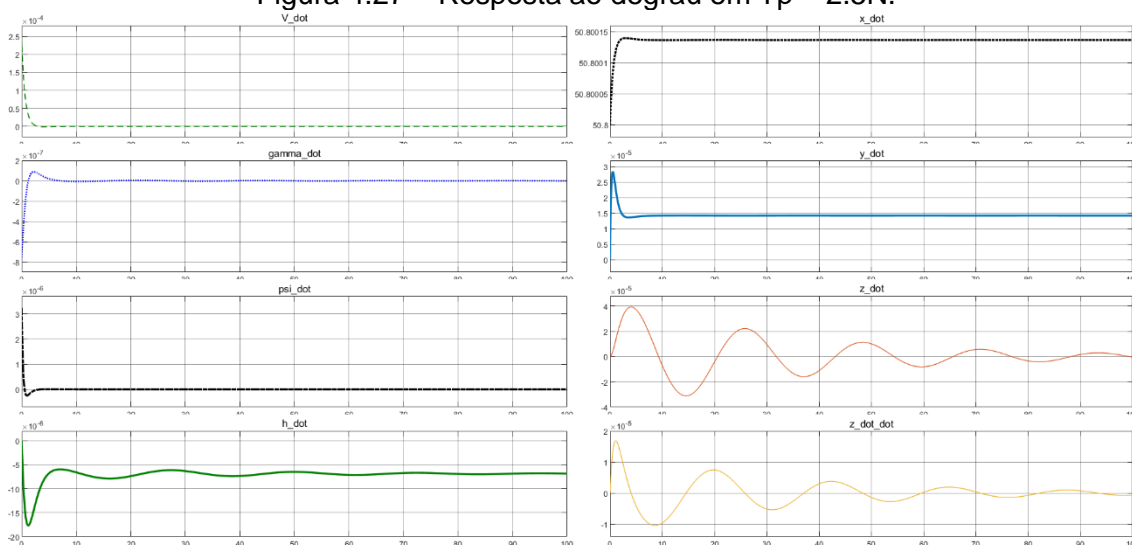


Fonte: Produção do autor.

Conforme a Equação 2.9, o erro causado pela linearização pode ser verificado pela diferença entre o sistema original e o linear, dado uma perturbação como demonstrado na Figura 4.26.

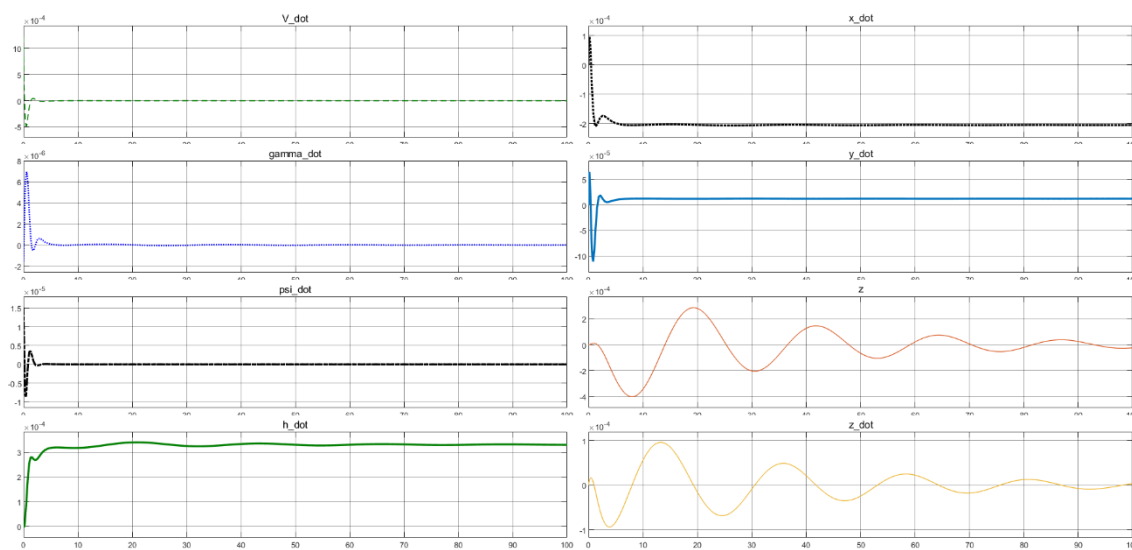
As perturbações nas três entradas do sistema são demonstradas nas Figuras 4.27 a 4.32 abaixo, como também o erro de resposta entre os sistemas linear e não linear, separadamente para cada entrada.

Figura 4.27 – Resposta ao degrau em $T_p = 2.5N$.



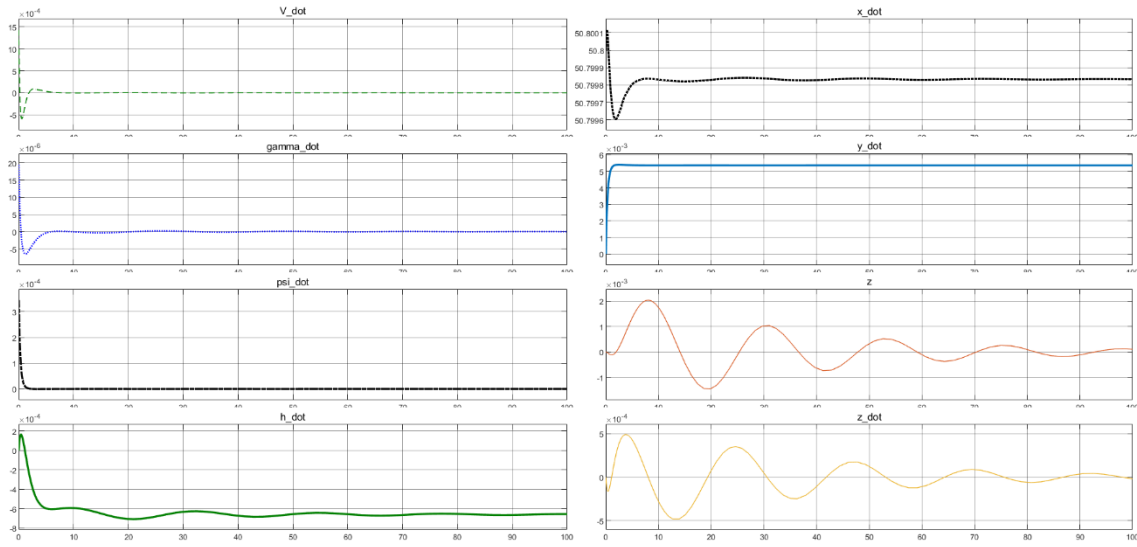
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.28 – Erro de resposta entre sistema NL e L ao degrau em TP.



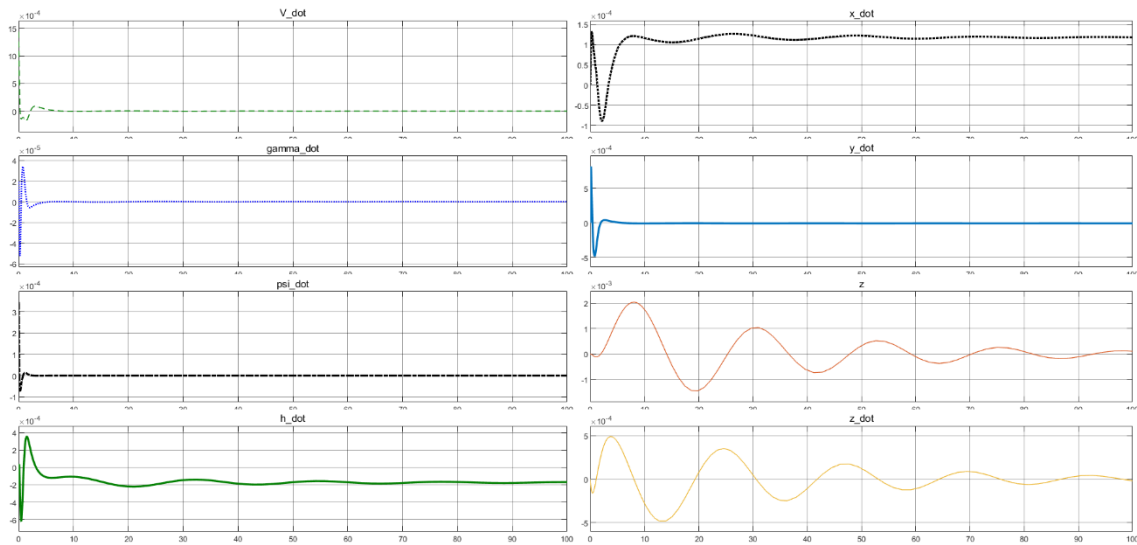
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.29 – Resposta ao degrau em ϕ - 0,02rad ($\pm 1,15^\circ$).



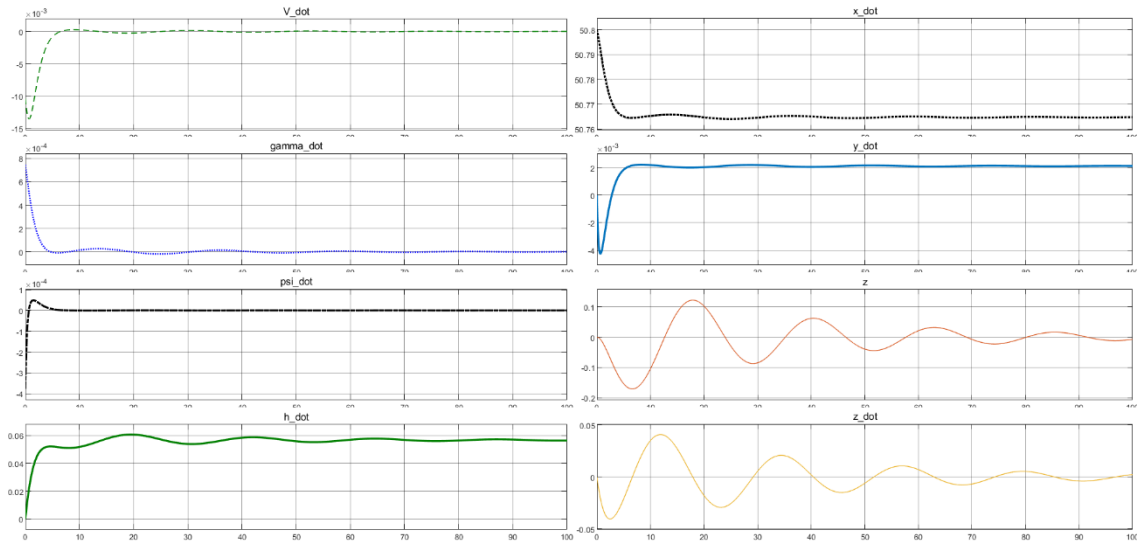
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.30 – Erro de resposta entre sistema NL e L ao degrau em ϕ .



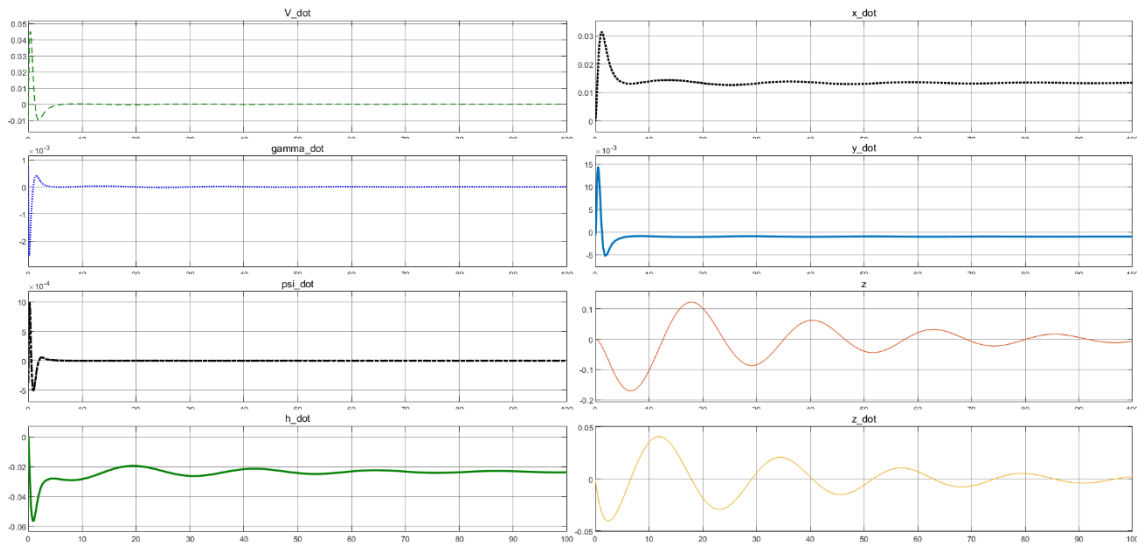
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.31 – Resposta ao degrau em α - $0,02\text{rad}$ ($\pm 1,15^\circ$).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.32 – Erro de resposta entre sistema NL e L ao degrau em α .



Fonte: Produção do autor.

5. CONCLUSÃO

Ao longo do trabalho:

- 1) Resumiu-se a exploração tecnológica dos voos estratosféricos através dos anos. Isso levou a inúmeros projetos com tipos, estratégias e nacionalidades diferentes. Pesquisadores, entusiastas, agências nacionais e empresas investiram e investem continuamente na tentativa de tornar viável essa aplicação, o que levou a uma evolução e definições importantes, requisitos e tendências, como a utilização para salvamento, monitoramento do solo e clima, agricultura, IoT, e, sobretudo, telecomunicações, dentre outras.
- 2) Constatou-se que mecanismos legais e regulatórios advindos das agências de controle de tráfego aéreo e do uso de rádio frequências foram criados, e os diversos atores do processo se movimentam para tornar efetiva e definida a utilização das plataformas de alta altitude de longa duração.
- 3) Verificou-se que uma avaliação dos componentes quanto ao tamanho, peso e potência (SWAP) é de extrema importância para uma longa permanência na estratosfera. Assim como são a efetividade do sistema de energia do veículo, com eficiência na aquisição solar como fonte autossustentável e eficiência no armazenamento com baixo impacto no peso do conjunto e melhor balanceamento energético;
- 4) Viu-se que o propósito final desses elementos para um voo quase estacionário de longa duração impossibilita um voo tripulado e direciona para a utilização de veículos autônomos, possivelmente em redes multi-HAPS, com interação regida por metodologia *Swarm Intelligence* ou similar, num cenário de aplicação de controle multiobjetivo para cobertura de grandes áreas.
- 5) Escolheu-se um modelo mediante a tendência de maior aceitação, dificuldade de modelos matemáticos e similaridade com sistema mais difundidos.
- 6) Elaborou-se um modelo introdutório para futuras simulações e preparação de cenários futuros.

7) Aplicaram-se no modelo introdutório técnicas de controle tais como: linearização de modelos não lineares, alocação de pólos, elaboração de controle com uso de matriz de ganho a partir de entradas do tipo $\Delta u = -K\Delta x$, comparação e avaliação de resposta transitória em ambiente de simulação (MATLAB/Simulink).

5.2 Dificuldades encontradas

1) A novidade do tema, da variedade de propostas, da escassez da literatura, do segredo das soluções adotadas, e da falta de uniformidade na apresentação;

2) A função custo teve um valor elevado, indicando uma dificuldade do algoritmo de convergir para uma solução de maior estabilidade, durante a elaboração de um modelo para simulação que sirva de ponto de partida para demonstração de uma rede multi-HAPS. Isso denota que vínculos aerodinâmicos, capazes de individualizar melhor o ponto de operação pretendido deve ser verificado, o que leva à necessidade de um aprofundamento maior na área da aerodinâmica.

5.3 Sugestões para trabalhos futuros

1) A resolução dos vínculos e convergência da trimagem para um custo próximo de zero em voo de cruzeiro.

2) Elaboração de testes e novos cenários de trimagem;

3) A efetivação de uma estratégia de controle de posição em tais condições de voo;

4) A efetivação de uma estratégia de controle de orientação em tais condições de voo;

5) Avaliação de cenários multi-HAPS com perspectiva de técnicas anticolisão como verificado em Arraes (2018);

6) Mecanismos de decisão tais como Swarm Intelligence;

- 7) Estratégias de otimização multiobjetivo (voo versus consumo de energia) correlato ao tratado em Rocco (2002).
- 4) A complementação (passos 6-7) ou até a substituição dos passos (1-5 da Seção 4.2) adotados no Capítulo 4.
- 8) A repetição de 1-4 para outras condições de voo.
- 9) A simulação com, pelo menos, três elementos posicionados com proximidade relativa.
- 10) A simulação anticollisão com a metodologia *Swarm Intelligence* para o cenário multi-HAPS.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AEROTOOLBOX. **Reynolds number calculator**. 2021. Disponível em: <https://aerotoolbox.com/reynolds-number-calculator/>. Acesso em: 20 jul. 2021.
- ALMEIDA, P.; RIBEIRO, R. **Projeto de um controlador de tipo " stability augmentation" para dinâmica longitudinal de um F-15**. [S.l.: s.n.], 2018.
- ANDERSON JUNIOR, J. D. **Introduction to flight**. 8 ed. New York: McGraw-Hill, 2016. 929 p.
- ANICHO, O.; CHARLESWORTH, P. B.; BAICHER, G. S.; NAGAR, A. K. Reinforcement learning versus swarm intelligence for autonomous multi-HAPS coordination. **SN Applied Sciences**, v. 3, n. 6, 2021.
- ARRAES, Á. A. **Propagação de incertezas na navegação de veículos aeroespaciais visando minimizar o risco de colisão**. 2008. 180 p. Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2008.
- ARUM, S. C.; GRACE, D.; MITCHELL, P. D.; ZAKARIA, M. D.; MOROZS, N. Energy management of solar-powered aircraft-based high-altitude platform for wireless communications. **Electronics (Switzerland)**, v. 9, n. 1, 2020.
- ARUM, S. C.; GRACE, D.; MITCHELL, P. D. A review of wireless communication using high-altitude platforms for extended coverage and capacity. **Computer Communications**, v.157, p. 232-256, 2020.
- AYOOLA, A. **Stratospheric propagation and HAPS channel modeling**. 2007. 57p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica) – Blekinge Institute of Technology, Karlskrona, 2007.
- BEARD, R. W.; MCLAIN T.W. **Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice**, Princeton Univ. Press, Princeton, NJ, 2012, +320 pp., \$99.50. [s.l.: s.n.]. v. 36 344–345 p. ISBN(9780691149219).
- BLAKE, G.; KAUFFMANN, J. **Airships: a new horizon for science**. 2014. Disponível em: https://kiss.caltech.edu/final_reports/Airship_final_report.pdf. Acesso em: 10 maio 2020.
- BORISOV, A.; MAMAEV, I. S. **Rigid body dynamics**. Berlin, Germany: s.n., 2018.
- CABRAL, E. L. L. **Linearização de sistemas dinâmicos**. [S.l.: s.n.], 2022.
- CAO, X.; YANG, P.; ALZENAD, M.; XI, X.; WU, D.; YANIKOMEROGLU, H. Airborne communication networks: a survey. **IEEE Journal on Selected Areas in Communications**, v. 36, n. 9, p. 1907–1926, 2018.
- COZZENS, T. ESA investigates high-altitude pseudo-satellites. **GPS World**.2017. Disponível em: <https://www.gpsworld.com/esa-investigates-high-altitude-pseudo-satellites/>. Acesso em: 10 jul. 2019.

CHEN, G.; GRACE, D.; TOZER, T.C. Performance of multiple high altitude platforms using directive HAP and user antennas. **Wireless Personal Communications**, v. 32, p. 275-299, 2005.

DE MARCO, A.; DUKE, E. L.; BERNDT, J. S. A general solution to the aircraft trim problem. In: AIAA MODELING AND SIMULATION TECHNOLOGIES CONFERENCE, 2014. **Proceedings...** 2014. p. 792–831.

D'OLIVEIRA, F. A.; DE MELO, F. C. L.; DEVEZAS, T. C. High-altitude platforms: present situation and technology trends. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 8, n. 3, p. 249–262, 2016.

DONG, F.; LI, M.; GONG, X.; LI, H.; GAO, F. Diversity performance analysis on multiple HAP networks. **Sensors**, v. 30, n. 15, p.153898-15418, 2016.

EFTEKARI, R.; MARKUS, P. **Existing navigation capabilities for upper class E Traffic Management (ETM)**. [S.I.]: FAA, 2019.

ELHADY, A. M. Multi-mission ultra-long duration stratosphere platform: potential, capacity and limitation study. In: INTERNATIONAL JOURNAL OF LATEST RESEARCH IN ENGINEERING AND TECHNOLOGY, 27., 2017. **Proceedings...** 2017. p.16-27.

ETRADE FOR ALL. **High Altitude Platform Stations (HAPS): bringing connectivity to all**. 2019. Disponível em: <https://etradeforall.org/news/itu-high-altitude-platform-stations-haps-bringing-connectivity-to-all/>. Acesso em: 21 out. 2019.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Upper class E Traffic Management (ETM) concept of operations v1.0**. 2020. Disponível em: https://nari.arc.nasa.gov/sites/default/files/attachments/ETM_ConOps_V1.0.pdf. Acesso em: 20 jun. 2021.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Upper class E Traffic Management (ETM)**. 2021. Disponível em: http://faa.gov/uas/advanced_operations/upper_class_etm/.

FERRERA, E. et al. Decentralized 3d collision avoidance for multiple uavs in outdoor environments. **Sensors**, v. 18, n.12, e 4101, 2018.

FOSTER, J. The Taylor remainder. **North-Holland Mathematics Studies**, v. 106, n. C, p. 215–219, 1985.

FREE 6G TRAINING. **NTT and SKY perfect JSAT to build space integrated computing network for beyond 5G / 6G**. 2021. Disponível em: <https://www.free6gtraining.com/2021/05/ntt-and-sky-perfect-jsat-to-build-space.html>. Acesso em: 08 jun. 2021.

FU, B.; YANG, Y.; QI, H.; XU, J.; WANG, S. Modeling and analysis of high aspect ratio wing considering random structural parameters. **Scientific Reports**, v. 11, n. 1, 2021.

GARDNER, R. **High-altitude pseudo satellites: new battle for inner space, part I**. 2018. Disponível em: <https://www.sae.org/news/2018/12/high-altitude-pseudo-satellites-new-battle-for-inner-space-part-i-copy>. Acesso em: 10 ago. 2019.

- GRACE, D. et al. Improving the system capacity of broadband services using multiple high-altitude platforms. **IEEE Transactions on Wireless Communications**, v. 4, n.2, 2004.
- GUIA DO AVIADOR. **Forças que atuam em um avião**. 2017. Disponível em: <https://guiadoaviador.wordpress.com/2017/03/29/forcas-que-atuam-em-um-avi/>. Acesso em: 10 jan. 2022.
- HAPS ALLIANCE. **Home page**. 2020. Disponível em: <https://hapsalliance.org>. Acesso em: 25 jul. 2020.
- HASHEMI, K. E.; NHAN T. N.; MICHAEL C. D. Time-varying weights in multi-objective optimal control for flexible wing aircraft. In: AIAA SCITECH FORUM, 2019. **Proceedings...** 2019.
- HERRENBRANDT, M. **High Altitude Platform Stations (HAPS) questioning the legal delimitation between the airspace and the outer space for stratospheric activities**. 2019. 67 p. Dissertação (Mestrado em Comunicação) – Université du Luxembourg, Luxemburgo, 2020.
- ISAIENKO, V., *et al.* Analysis of layout and justification of design parameters of a demonstration aircraft based on solar cells. **E3S Web of Conferences**, v. 164, 2020.
- KIRK, D.E. **Optimal control theory: an introduction**. Englewood Cliffs, NY: Prentice-Hall, 1970.
- KÖTHER, A. **Flight mechanics and flight control for a multibody aircraft: long-endurance operation at high altitudes**. Berlin: Technische Universität, 2019.
- KURT, G.K. *et al.* A vision and framework for the high altitude platform station (HAPS) networks of the future. **IEEE Communications Surveys & Tutorials**, v. 23, n.2, p. 729-779, 2021.
- LAO, M.; TANG, J. Cooperative multi-UAV collision avoidance based on distributed dynamic optimization and causal analysis. **Applied Sciences (Switzerland)**, v. 7, n. 1, 2017.
- LOBNER, P. **Japan's Stratospheric Platform (SPF) & SkyNet: the Lyncean Group of San Diego**. 2020. Disponível em: https://lynceans.org/wp-content/uploads/2020/12/Japan_Stratospheric-Platform-SkyNet.pdf. Acesso em: 22 fev. 2021.
- LOON. **About: overview**. Disponível em: <https://loon.com/about/>. Acesso em: 17 abr. 2021.
- MAGALHÃES NETO, J. M. **Identificação de modelos dinâmicos no domínio da frequência aplicada a sistemas aeronáuticos**. Rio de Janeiro: IME, 2005.
- MANIEWICZ, M. World radiocommunication a better future. **ITU News Magazine**, n. 6, 2019.
- MARTIN, R. A.; GATES, N. S.; NING, A.; HEDENGREN, J. D. Dynamic optimization of high-altitude solar aircraft trajectories under station-keeping

constraints. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 42, n. 3, p. 538–552, 2019.

MATH INSIGHT. **Introduction to Taylor's theorem for multivariable functions**. Disponível em: https://mathinsight.org/taylors_theorem_multivariable_introduction. Acesso em: 10 fev. 2022.

MICHIGAN TECH. **Derivation of Taylor series expansion**. Disponível em: <https://pages.mtu.edu/~tbco/cm416/taylor.html>. Acesso em: 02 fev. 2022.

MICROLINK DEVICES. **MicroLink devices recognized as airbus key supplier**. 2019. Disponível em: <http://mldevices.com/index.php/news>. Acesso em: 10 jun. 2021.

NATIONAL RENEWABLE ENERGY LABORATORY (NREL). **Photovoltaic research: best research-cell efficiency chart**. 2021. Disponível em: <https://www.nrel.gov/pv/cell-efficiency.html>. Acesso em: 01 jun. 2021.

OGATA, K. Modern control engineering. **Book Reviews**, v. 35, n. 1181, p. 1184, 1999.

OLIVEIRA, O. R. B. **Fórmulas de Taylor com resto integral, infinitesimal, de Lagrange e de Cauchy**. Rio de Janeiro: IME, 2022.

PÁEZ, C. R. **Aerodynamic simulation of electrical high-altitude-platforms: simulaciones aerodinámicas en plataformas eléctricas tipo HALE**. [S.l.: s.n.], 2017.

PANTUZA JÚNIOR, G. **Métodos de otimização multiobjetivo e de simulação aplicados ao problema de planejamento operacional de lavra em Minas a céu aberto**. 2011. 103p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mineral) - Universidade Federal de Ouro Preto, Ouro Preto, 2011.

PATIL, M.; CESNIK, C. E. S.; HODGES, D. H. Nonlinear aeroelasticity and light dynamics of high-altitude long-endurance aircraft. **Journal of Aircraft**, v.38, p. 88-94, 2001.

PECK, A. **HAPS/HALE: seeking solar's sweet spot**. 2020. Disponível em: <https://insideunmannedsystems.com/haps-hale-seeking-solars-sweet-spot/>. Acesso em: 05 jun. 2021.

PENA, R. F. A. **Camadas da Atmosfera**. Disponível em: <https://mundoeducacao.uol.com.br/geografia/camadas-atmosfera.htm> . Acesso em: 09/mar. 2022.

PICCARD, B. **Explorer of the stratosphere, the first man to witness the curvature of the Earth, He Paved the way for modern aviation**. 2019. Disponível em: <https://bertrandpiccard.com/3-generations/auguste-piccard>. Acesso em: 10 jan. 2019.

RESEARCH INTERFACES. **State-of-the-art specific energy of lithium-ion cells in academic research**. 2021. Disponível em: <https://researchinterfaces.com/state-of-the-art-specific-energy-of-lithium-ion-cells/>. Acesso em: 14 mar. 2021.

ROCCO, E. M. **Manutenção orbital de constelações simétricas de satélites utilizando manobras impulsivas ótimas com vínculo de tempo**. 2002. Tese (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2002.

SAEED, N., *et al.* Point-to-point communication in integrated satellite-aerial 6G networks: state-of-the-art and future challenges. **IEEE Open Journal of the Communications Society**, v. 2, p. 1505-1525, 2021.

SHAKHATREH, H.; SAWALMEH, A. H.; AL-FUQAHA, A.; DOU, Z.; ALMAITA, E.; KHALIL, I.; OTHMAN, N. S.; KHREISHAH, A.; GUIZANI, M. Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): a survey on civil applications and key research challenges. **IEEE Access**, v. 7, p. 48572–48634, 2019.

SILVA JUNIOR, D. S. **Efeitos não lineares em uma asa super flexível**. Rio de Janeiro: IME, 2019.

SPENCER, M. **Pseudosatellites**: disrupting air power impermanence. [S.l.: s.n.], 2019.

STACK EXCHANGE. **Why does the Lagrange remainder work for multivariate functions?** 2020. Disponível em: <https://math.stackexchange.com/questions/2927384/why-does-the-lagrange-remainder-work-for-multivariate-functions>. Acesso em: 10 fev. 2022.

SUDHEESH, P. G.; SHARMA, N.; MAGARINI, M.; MUTHUCHIDAMBARANATHAN, P. Effect of imperfect CSI on interference alignment in multiple-High Altitude Platforms based communication. **Physical Communication**, 2017.

SUDHEESH, P. G.; MAGARINI, M.; MUTHUCHIDAMBARANATHAN, P. Multiple-high altitude platforms aided system architecture for achieving maximum last mile capacity in satellite communication. **Telecommunication Systems**, v. 70, n. 1, p. 27–35, 2019.

TREDINNICK, M. R. A. C. **Controle discreto da atitude de satélites artificiais com apêndices flexíveis**. 1999. 248 p. Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1999.

TYSON, M.; CHARLIE, B. **Breakthrough batteries**: powering the era of clean electrification. Rocky Mountain Institute, 2019. Disponível em: <http://www.rmi.org/breakthrough-batteries>. Acesso em: 10 jun. 2021.

UAVIONIX. **uAvionix announces launch customer airbus Zephyr for ping200X and truFYX**. 2021. Disponível em: <https://uavionix.com/uavionix-announces-launch-customer-airbus-zephyr-for-ping200x-and-trufyx/>. Acesso em: 10 jun. 2021.

UAVOS. **UAVOS Apusduo aircraft completed flight tests**. 2021. Disponível em: <https://www.uavos.com/press-releasesid120/>. Acesso em: 10 jan. 2022.

VALDEZ, P. J. V.; WHEELER, P. **High altitude pseudo-satellites**: a technology primer. On the Radar, 2019. Disponível em:

<https://ontheradar.csis.org/issue-briefs/high-altitude-pseudosatellites/>. Acesso em: 6 jun. 2019.

WEASLER, C.; TSEYTLIN, M. **Delivering broadband connectivity to underserved communities via solar aircraft (HAPS)**. [S.l.: s.n.], 2016.

WEISSTEIN, E. W. **Taylor Series**. Math world: Wolfram. Disponível em: <https://mathworld.wolfram.com/TaylorSeries.html>. Acesso em: 02 fev. 2022.

WESTGARTH, A. **Saying goodbye to Loon**. 2021 Disponível em: <https://medium.com/loon-for-all/loon-draft-c3fceb11f3f>. Acesso em: 02 fev. 2021.

WLACH, S.; BALMER, G.; HERMANN, M.; WÜSTHOFF, T. **ELAHA: Elastic Aircraft for High Altitudes**. [S.l.: s.n.], 2017.

WIKIPEDIA. **AeroVironment**. 2021. Disponível em: <https://en.wikipedia.org/wiki/AeroVironment>. Acesso em: 10 jan. 2020.

WIKIPEDIA. **Reinforcement learning**. 2021. Disponível em: https://en.wikipedia.org/wiki/Reinforcement_learning. Acesso em: 5 jun. 2021.

WIKIPEDIA. **Taylor's theorem**. 2022. Disponível em: https://en.wikipedia.org/wiki/Taylor%27s_theorem#Derivation_for_the_remainder_of_multivariate_Taylor_polynomials. Acesso em: 20 jan. 2022.

WU, M.; XIAO, T.; ANGN, H.; LI, H. Investigation of a morphing wing solar-powered unmanned aircraft with enlarged flight latitude. **Journal of Aircraft**, v. 54, n. 5, p. 1995–2003, 2017.

WU, M.; XIAO, T.; ANG, H.; LI, H. Optimal flight planning for a Z-shaped morphing-wing solar-powered unmanned aerial vehicle. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 41, n. 2, p. 497–505, 2018.

WU, M.; SHI, Z.; XIAO, T.; ANG, H. Energy optimization and investigation for Z-shaped sun-tracking morphing-wing solar-powered UAV. **Aerospace Science and Technology**, v. 91, p. 1–11, 2019.

WU, M.; SHI, Z.; ANG, H.; XIAO, T. Theoretical study on energy performance of a stratospheric solar aircraft with optimum Λ -shaped rotatable wing. **Aerospace Science and Technology**, v. 98, p. 105670, 2020.

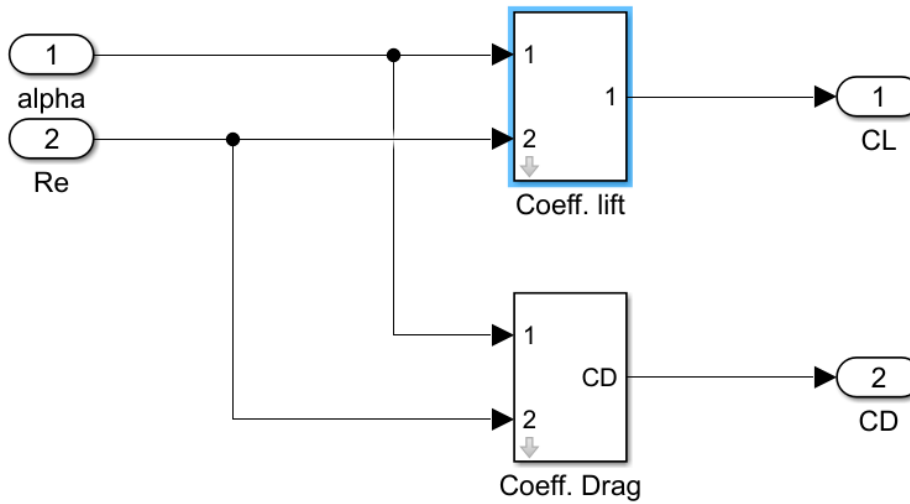
XU, Y. *et al.* Improvement of endurance performance for high-altitude solar-powered airships: a review. **Acta Astronautica**, v. 167, p. 245-259, 2020.

ZHANG, X.; LIU, G.; YANG, C.; WU, J. Research on air combat maneuver decision-making method based on reinforcement learning. **Electronics (Switzerland)**, v. 7, n. 11, 2018.

ZHU, J. The effect of damping coefficient, spring coefficient, and mass ratio on the power extraction performance of a semiactive flapping wing. **International Journal of Aerospace Engineering**, v. 2019, 2019.

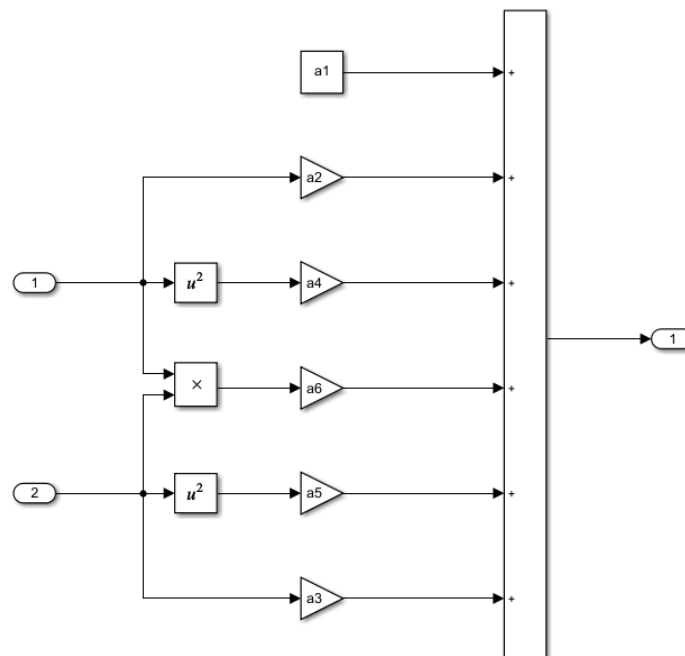
APÊNDICE A – DIAGRAMA DE BLOCOS DO SISTEMA HAPS

Figura A.1 – Bloco geral dos coeficientes.



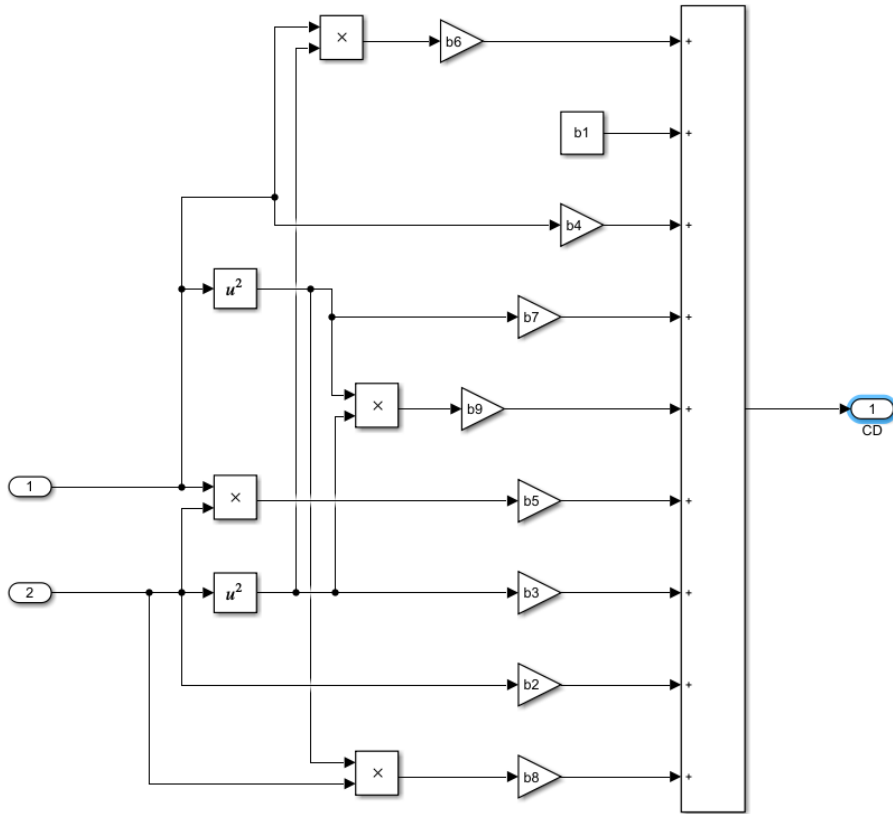
Fonte: Produção do autor.

Figura A.2 – Coeficientes de Lift.



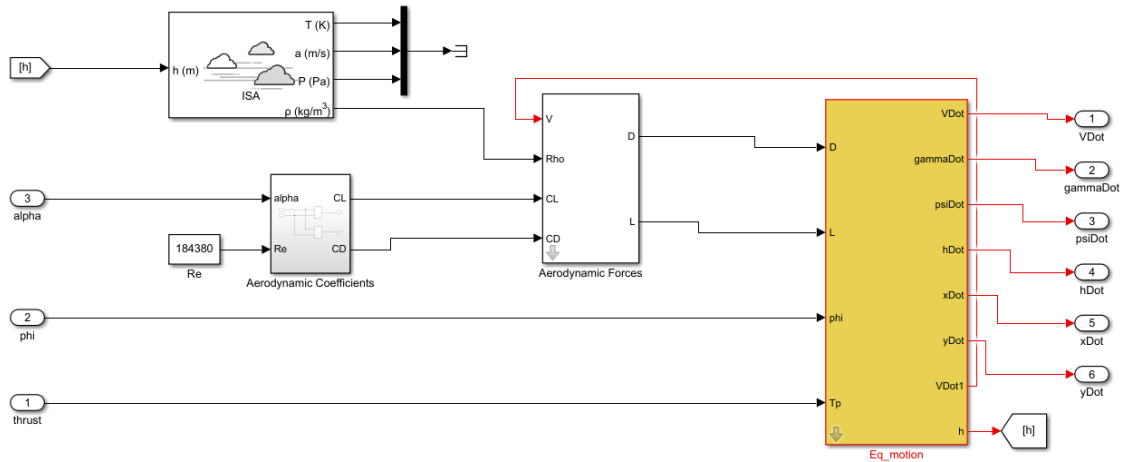
Fonte: Produção do autor.

Figura A.3 – Coeficientes de drag.



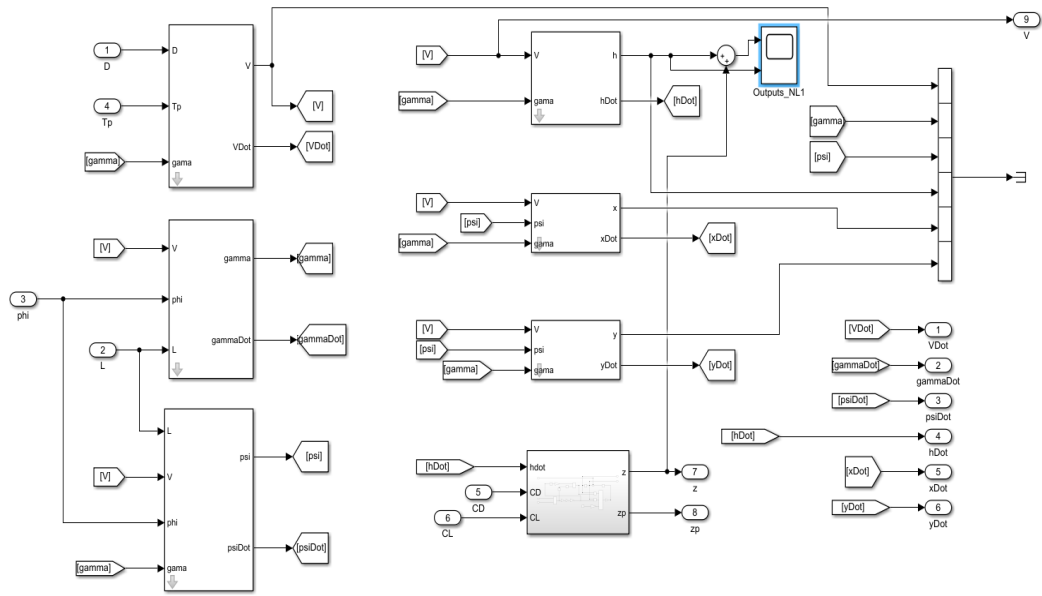
Fonte: Produção do autor.

Figura A.4 – Sub- máscara do bloco principal.



Fonte: Produção do autor.

Figura A.5 - Blocos internos do 'Eq Motion'.



Fonte: Produção do autor.

APÊNDICE B– PROGRAMA PARA A TRIMAGEM DO MODELO PARA AS SIMULAÇÕES DO SISTEMA HAPS

```
clear
clc

mdl = 'HAPS_SteadyState';

open_system(mdl)
load_system(mdl)

% simulationparameters
TrimParam.SampleTime = 0.04;
TrimParam.FinalTime = 0;
TrimParam.SimModel = 'HAPS_SteadyState';
TrimParam.SimOptions = simget(TrimParam.SimModel);

% Initialconditions
TrimParam.V0 = (31.9);           % m/s
TrimParam.h0 = (20000);         % m
TrimParam.gamma0 = (0);         % rad
TrimParam.x0 = (0);             % m
TrimParam.y0 = (0);             % m
TrimParam.psi0 = (0);           % rad
TrimParam.g = (9.81);           % m/s2
TrimParam.m = (350);            % kg

lb = [0;-5*pi/180;-5*pi/180];
ub = [500;5*pi/180;5*pi/180];
TrimInput = (lb' + ub')/2; % Set the model inputs initialguess

in = Simulink.SimulationInput(mdl);

in.ExternalInput = [0, TrimInput([1 2 3])];

% Trimcontrolsassignment
assignin('base','TrimParam',TrimParam);

opspec = operspec(mdl);

opt = findopOptions('OptimizerType','graddescent');

opt.OptimizationOptions.TolFun = 1e-10;
opt.OptimizationOptions.MaxFunctionEvaluations = 5000;
opt.OptimizationOptions.MaxIterations = 2000;
```

```

opt.OptimizationOptions.TolCon = 1e-10;
opt.OptimizationOptions.Display = 'iter';
opt.OptimizationOptions.TolX = 1e-10;
opt.OptimizationOptions.Algorithm = 'interior-point';
opt.OptimizationOptions.EnableFeasibilityMode = true;

opt.DisplayReport = 'on';

%AddCustomObjectiveFunction
opspec.CustomObjFcn = @cost;

[op2,rpt2] = findop mdl,opspec,opt);

%Estados trimados.

op2.States

%Observação
%op2.States(1).x ->vDot
%op2.States(2).x ->gammaDot
%op2.States(3).x ->psiDot
%op2.States(4).x ->hDot
%op2.States(5).x ->xDot
%op2.States(6).x ->yDot

%Valor escalar final da função objetivo.
rpt2.CustomObj

function [J] = cost(x, u, y)
%x - Operating point specificationstates, specified as a vector.
% u - Operating point specification inputs, specified as a vector.
% y - Operating point specification outputs, specified as a vector.
    J = x(1)^2 + x(4)^2 + x(2)^2;
end

%Observação:
%x(1) = vDot
%x(2) = gammaDot
%x(3) = psiDot
%x(4) = hDot
%x(5) = xDot
%x(6) = yDot

```

APÊNDICE C – PROGRAMA PARA A INICIALIZAÇÃO DAS SIMULAÇÕES DO SISTEMA HAPS

```
clear;
clc;

load('Constantes.mat')
phi_a = 0;
psi_a = 0;
lamb_a = 0;
gamma_a = 0.0622;

g_a = 9.81;
m = 350;
V_a = 50.8;
Rho_a = 0.088013;
S = 60;

alpha_a = 0.0622;
Re_a = 184380;
CL_a = a1 + a2*(alpha_a) + a3*Re_a + a4*(alpha_a)^2 +
a5*(Re_a)^2 + a6*(alpha_a)*Re_a;
CD_a = b1 + b2*(Re_a) + b3*(Re_a)^2 + b4*(alpha_a) +
b5*(alpha_a)*Re_a + b6*(alpha_a)*(Re_a)^2 +
b7*(alpha_a)^2 + b8*(alpha_a)^2*(Re_a) +
b9*(alpha_a)^2*(Re_a)^2;
q_a = (1/2)*Rho_a*(V_a^2);
L_a = q_a*CL_a*S;
D_a = q_a*CD_a*S;

a11_a = 0;
a12_a = -g_a*cos(lamb_a);
a13_a = 0;
a14_a = 0;
a15_a = 0;
a16_a = 0;
a21_a = (g_a*m*cos(lamb_a) - L_a*cos(phi_a))/(m*V_a^2);
a22_a = (g_a*sin(lamb_a))/(V_a);
a23_a = 0;
a24_a = 0;
a25_a = 0;
a26_a = 0;
a31_a = (-L_a*sin(phi_a))/((m*V_a^2)*cos(lamb_a));
```

```

a32_a =
(L_a*sin(phi_a)*sin(lamb_a))/(m*V_a*(cos(lamb_a))^2);
a33_a = 0;
a34_a = 0;
a35_a = 0;
a36_a = 0;
a41_a = sin(lamb_a);
a42_a = V_a*cos(lamb_a);
a43_a = 0;
a44_a = 0;
a45_a = 0;
a46_a = 0;
a51_a = cos(psi_a)*cos(lamb_a);
a52_a = -V_a*cos(psi_a)*sin(lamb_a);
a53_a = -V_a*sin(psi_a)*cos(lamb_a);
a54_a = 0;
a55_a = 0;
a56_a = 0;
a61_a = sin(psi_a)*cos(lamb_a);
a62_a = -V_a*sin(psi_a)*sin(lamb_a);
a63_a = V_a*cos(psi_a)*cos(lamb_a);
a64_a = 0;
a65_a = 0;
a66_a = 0;
A_ = [a11_a a12_a a13_a a14_a a15_a a16_a;
      a21_a a22_a a23_a a24_a a25_a a26_a;
      a31_a a32_a a33_a a34_a a35_a a36_a;
      a41_a a42_a a43_a a44_a a45_a a46_a;
      a51_a a52_a a53_a a54_a a55_a a56_a;
      a61_a a62_a a63_a a64_a a65_a a66_a;];
%A = [a11 a12 a13 a14 a15 a16;
      % a21 a22 a23 a24 a25 a26;
      % a31 a32 a33 a34 a35 a36;
      % a41 a42 a43 a44 a45 a46;
      % a51 a52 a53 a54 a55 a56;
      % a61 a62 a63 a64 a65 a66;];
P1 = a2 + a6*Re_a + 2*a4*alpha_a;
P2 = (b4 + b5*Re_a + b6*Re_a^2)+(b7 + b8 +
b9*Re_a^2)*2*alpha_a;
P3 = a2 + a6*Re_a + 2*a4*alpha_a;

b11_a = 1/m;
b12_a = 0;
b13_a = (-q_a*S*cos(phi_a))/m;
b21_a = 0;

```

```

b22_a = (-L_a*sin(phi_a))/(m*V_a);
b23_a = (q_a*S*cos(phi_a)*P1)/m;
b31_a = 0;
b32_a = (L_a*cos(phi_a))/(m*V_a*cos(lamb_a));
b33_a = (sin(phi_a)*q_a*S*P3)/(m*V_a*cos(lamb_a));
b41_a = 0;
b42_a = 0;
b43_a = 0;
b51_a = 0;
b52_a = 0;
b53_a = 0;
b61_a = 0;
b62_a = 0;
b63_a = 0;

```

```

B_ = [b11_a b12_a b13_a;
      b21_a b22_a b23_a;
      b31_a b32_a b33_a;
      b41_a b42_a b43_a;
      b51_a b52_a b53_a;
      b61_a b62_a b63_a];

```

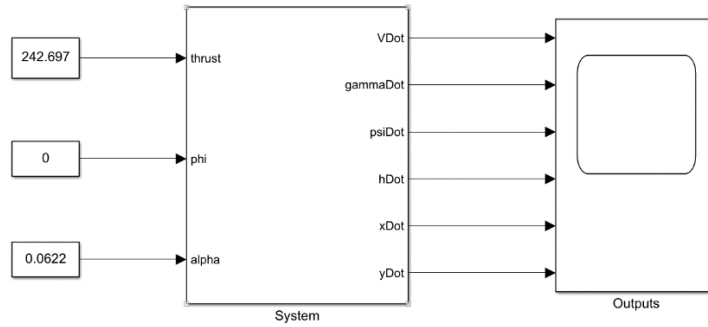
```

A2 = [0 1;-0.074583 -0.027285];
A0 = blkdiag(A_,A2);
B2 = [0 0 0;0 0 1/350];
B0 = [B_;B2];
C0 = eye(8);
D2 = [0 0 0; 0 0 0];
D = [D; D2];

```

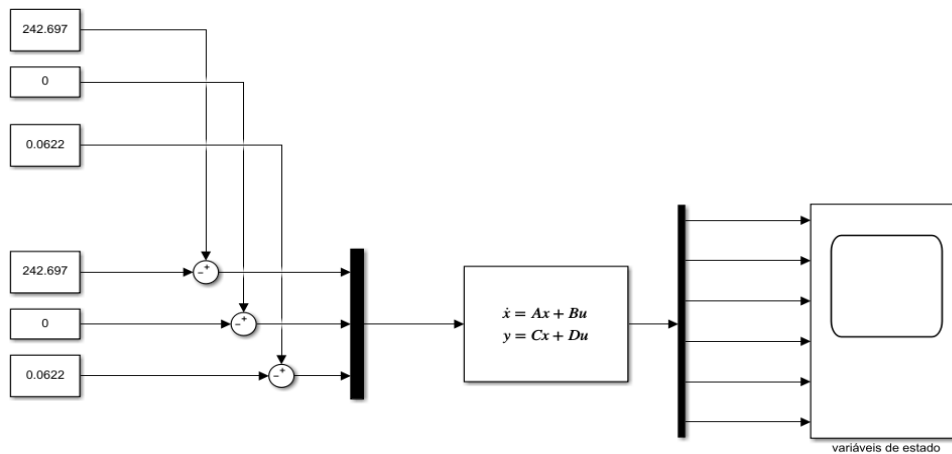
APÊNDICE D – DIAGRAMAS DE BLOCOS DE TESTES E COMPARAÇÃO

Figura D.1 – Modelo Linear com valores de trimagem.



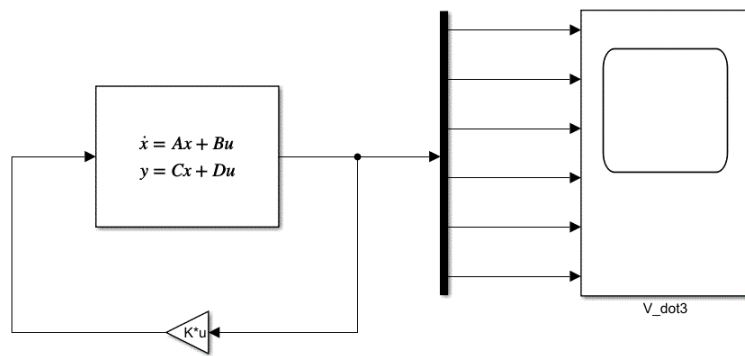
Fonte: Produção do autor.

Figura D.2 - Modelo Linear.



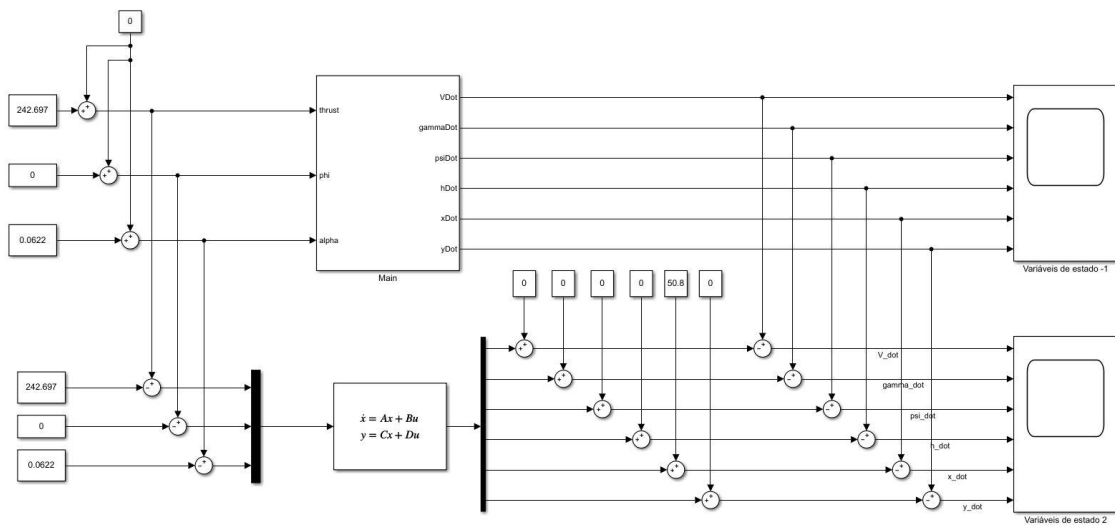
Fonte: Produção do autor.

Figura D.3 – Modelo Linear realimentado.



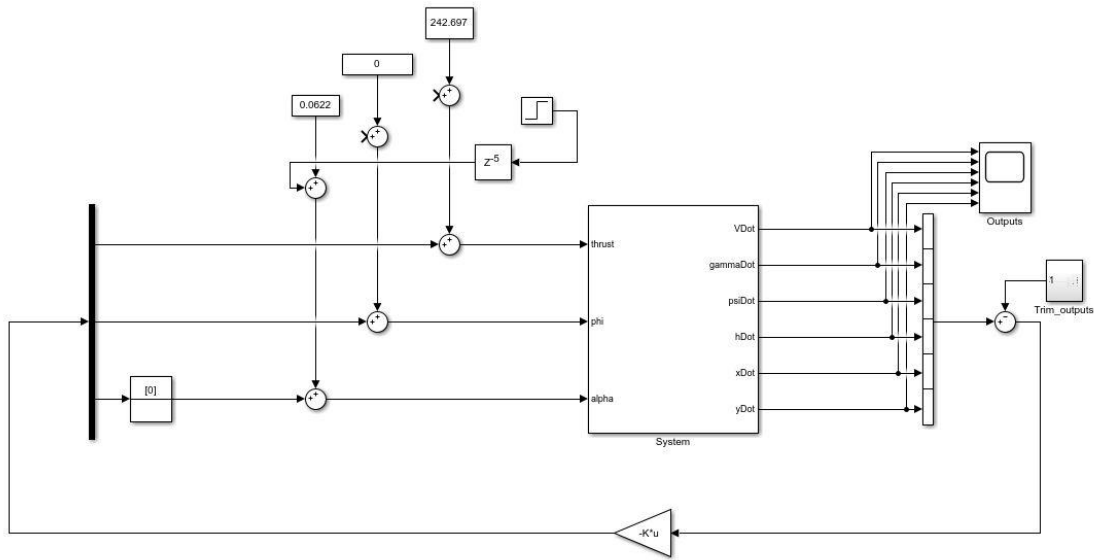
Fonte: Produção do autor.

Figura D.4 – Modelo comparativo Linear versus não-linear.



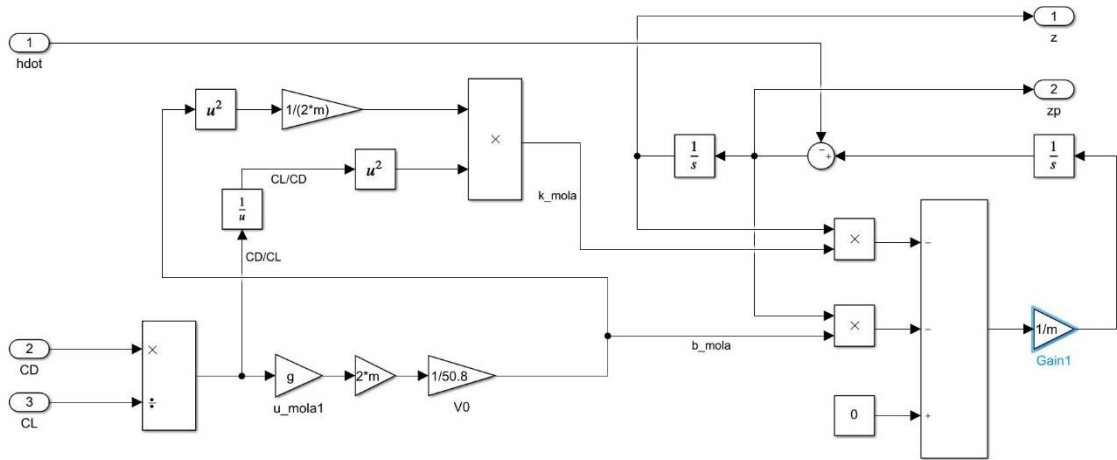
Fonte: Produção do autor.

Figura D.5 – Modelo não linear realimentado.



Fonte: Produção do autor.

Figura D.6 – Blocos modo oscilador *Phugoid*.



Fonte: Produção do autor.

APÊNDICE E – CÓDIGO PARA CONTROLADOR/GANHO

```
wn1 = 3.864135;
Ganho_K2
damping_ratio1 = 0.690107;
[num01,den1] = ord2(wn1,damping_ratio1);
num1 = wn1^2*num01;
sys1 = tf(num1,den1);
p1 = pole(sys1)

wn2 = 10.26;
damping_ratio2 = 0.7797;
[num02,den2] = ord2(wn2,damping_ratio2);
num2 = wn2^2*num02;
sys2 = tf(num2,den2);
p2 = pole(sys2);

wn4 = 2.68527;
damping_ratio4 = 0.744804;
[num04,den4] = ord2(wn4,damping_ratio4);
num4 = wn4^2*num04;
sys4 = tf(num4,den4);
p4 = pole(sys4);

wnp = 0.273099;
damping_ratiop = 0.050741;
[num05,den5] = ord2(wnp,damping_ratiop);
num5 = wnp^2*num05;
sys5 = tf(num5,den5);
p5 = pole(sys5);

p = [p1; p2; p4; p5];
K = place(A0,B0,p)
```

APÊNDICE F – CÓDIGO INICIAL DE TRIMAGEM

CÓDIGO PRINCIPAL

```
clear
clc

open ('HAPS_SteadyState')

TrimParam.SimModel = 'HAPS_SteadyState';
    % Simulation time settings
TrimParam.SampleTime = 0.04;
TrimParam.FinalTime = 0;
    % Get the sim options struture
TrimParam.SimOptions = simget(TrimParam.SimModel);
    % Simulink model to trim

    % Flight condition
TrimParam.VDot = (31.9); % m/s
TrimParam.hDot = (20000); % m
TrimParam.gammaDot = (0); % rad
    % Initial conditions
TrimParam.xDot = (0); % m
TrimParam.yDot = (0); % m
TrimParam.psiDot = (0); % rad
TrimParam.g = (9.81); % m/s2
TrimParam.m = (350); % Kg

options.TolFun = 1e-10;
options.MaxFunctionEvaluations = 5000;
options.MaxIterations = 2000;
options.TolCon = 1e-10;
options.Display = 'off';
options.TolX = 1e-10;
options.Algorithm = 'interior-point';

lb = [0;-5*pi/180;-5*pi/180];
ub = [500;5*pi/180;5*pi/180];

    % Set the model inputs initial guess
TrimInput = (lb' + ub')/2;

    % Find minimum of constrained nonlinear multivariable function
```

```

[INPUTS,fval] = fmincon (@(x)
HAPS_SteadyState_cost(x,TrimParam),TrimInput,[],[],[],[],lb,ub,[],options);

    % Save Trim state and Trim Inputs FC1 in a structure
Cond1.u = TrimParam.VDot;
Cond1.Thrust = INPUTS(1);
Cond1.Phi = INPUTS(2);
Cond1.Altitude = TrimParam.hDot;
Cond1.alpha = asin(TrimParam.hDot/TrimParam.V); % Falta verificar com as
variáveis e rodar
Cond1.alpha = INPUTS(3);

Cond1.h_dot = TrimParam.VDot*tan(INPUTS(2));
Cond1.Altitude = TrimParam.hDot;

Cond1.Units = 'm/s N rad m rad m/s';
save('TrimC1.mat','Cond1');
Cond1

```

CÓDIGO DA FUNÇÃO CUSTO

```

function J = HAPS_SteadyState_cost(TrimInput,TrimParam)
%% Initial conditions for the flight condition above

mdl = 'HAPS_SteadyState';

open_system(mdl)
load_system(mdl)

% simulation parameters
TrimParam.SampleTime = 0.04;
%TrimParam.FinalTime = 10;
TrimParam.SimModel = 'HAPS_SteadyState';
TrimParam.SimOptions = simget(TrimParam.SimModel);

% Initial conditions
TrimParam.V0 = (31.9); % m/s
TrimParam.h0 = (20000); % m
TrimParam.gamma0 = (0); % rad
TrimParam.x0 = (0); % m
TrimParam.y0 = (0); % m
TrimParam.psi0 = (0); % rad
TrimParam.g = (9.81); % m/s²
TrimParam.m = (350);

```

```

lb = [0;-5*pi/180;-5*pi/180];
ub = [500;5*pi/180;5*pi/180];
TrimInput = (lb' + ub')/2;
guess                                     % Set the model inputs initial

% Trim controls assignment
assignin('base','TrimParam',TrimParam);

in = Simulink.SimulationInput mdl);

in.ExternalInput = [0, TrimInput([1 2 3])];
out = sim(in);
VDot = out.yout{1}.Values.Data;
hDot = out.yout{4}.Values.Data;
gammaDot = out.yout{2}.Values.Data;
% Simulate, obtain states and outputs
%[SimOutputs] = sim('HAPS_SteadyState',[0 TrimParam.FinalTime],
TrimParam.SimOptions,[0, TrimInput([1 2 3])]);
%VDot = SimOutputs(end,1);
%hDot = SimOutputs(end,4);
%gammaDot = SimOutputs(end,2);
%J = VDot.^2 + hDot.^2 + gammaDot.^2;
J = cost(VDot, hDot, gammaDot);

%% debug
fprintf('J = %10.10f | VDot (deg): %2.2f | phiDot (deg): %2.2f | alpha (deg):
%2.2f\n', J, TrimInput(1), TrimInput(2), TrimInput(3))
end
%%
function [J] = cost(VDot, hDot, gammaDot)

    J = VDot.^2 + hDot.^2 + gammaDot.^2;
end

```

ANEXO A - PARÂMETROS PARA AS SIMULAÇÕES DO SISTEMA HAPS

Segundo Martin *et al.* (2019):

Tabela A.1 – Parâmetros gerais do HAPS.

Parameter	Symbol	Value
Total mass	m	350 kg
Battery mass	$m_{battery}$	137 kg
Maximum flight radius	R_{max}	3 km
Aspect ratio	AR	30
Wing area	A	$60 m^2$
Wingspan	b	42 m
Motor efficiency	η_{motor}	0.95
Minimum altitude	h_{min}	60,000 ft
Maximum altitude	h_{max}	80,000 ft
Minimum angle of attack	α_{min}	0
Maximum angle of attack	α_{max}	10
Minimum bank angle	ϕ_{min}	-5°
Maximum bank angle	ϕ_{max}	5°
Minimum thrust	T_{pmin}	0 N
Maximum thrust	T_{pmax}	500 N
Minimum flight path angle	γ_{min}	-5°
Maximum flight path angle	γ_{max}	5°
Payload mass	$m_{payload}$	25 kg
Battery specific energy	U_{batt}	$350 \frac{W \cdot h}{kg}$
Maximum battery energy	$E_{battmax}$	59.5 kWh
Maximum discharge rate	$P_{batterymin}$	-11 kW
Maximum charge rate	$P_{batterymax}$	11 kW
Sweep angle	Λ	17.5°
Payload power	$P_{payload}$	250 W
Solar panel area	S	$60 m^2$
Propeller radius	r_{prop}	1.58 m
Winglet length	-	2 m
Winglet dihedral	-	80°

Fonte: Martin *et al.* (2019).

ANEXO B – CONDIÇÕES INICIAIS PARA AS SIMULAÇÕES DO SISTEMA

HAPS

Segundo Martin *et al.* (2019):

Tabela B.1 – Valores iniciais de referência.

Variable	Initial Value
h	18288 m
V	31.9 m/s
γ	0 rad
α	0.05 rad
ψ	0 rad
ϕ	0.034 rad
T_P	86.5 N

Fonte: Martin *et al.* (2019).

ANEXO C – COEFICIENTES AERODINÂMICOS PARA AS SIMULAÇÕES DO SISTEMA HAPS

Segundo Martin *et al.* (2019):

Tabela C.1 – Coeficientes aerodinâmicos.

Coefficient	Value
a_1	3.77421E-01
a_2	1.24316E-01
a_3	7.64615E-07
a_4	-5.68228E-03
a_5	-6.44553E-13
a_6	-2.65058E-08

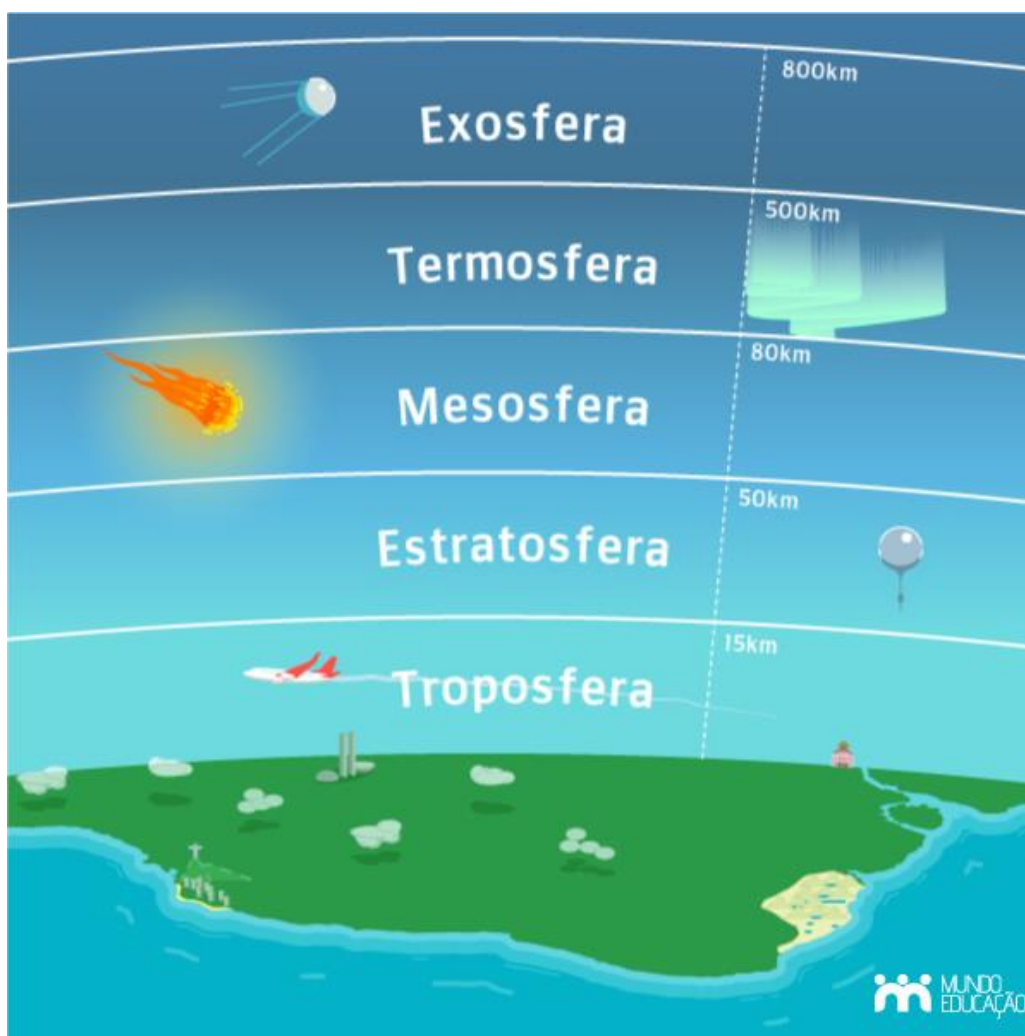
Coefficient	Value
b_1	6.44815E-02
b_2	-1.87841E-07
b_3	1.79326E-13
b_4	-1.11385E-02
b_5	3.75046E-08
b_6	-3.10591E-14
b_7	1.09753E-03
b_8	-2.36796E-09
b_9	1.58461E-15

Fonte: Martin *et al.* (2019).

ANEXO D –CAMADAS DA ATMOSFERA

Segundo Pena (2022):

A existência da atmosfera é extremamente importante para a vida na Terra. Para fins didáticos, ela foi dividida em algumas camadas. **As camadas da atmosfera**, juntas, compõem uma extensão de aproximadamente 1000 km. São elas: *troposfera*, *estratosfera*, *mesosfera*, *termosfera* e *exosfera*. Elas não se distribuem de forma igualitária e sua distância varia de acordo com a densidade dos elementos químicos que as compõem, de forma que, à medida que se afastam da superfície da Terra, mais rarefeitas elas se tornam.



A atmosfera terrestre apresenta um total de cinco camadas, cujas composições variam conforme a altura de cada uma.

Troposfera: é a camada mais próxima da crosta terrestre. Nela, encontra-se o ar usado na respiração de plantas e animais. Ela é composta, basicamente, pelos mesmos elementos encontrados em toda a atmosfera, Nitrogênio, Oxigênio e Gás Carbônico. Quase todo o vapor encontrado na atmosfera situa-se na troposfera, que ocupa 75% da massa atmosférica. Chega a atingir cerca de 17 km nas regiões trópicas e pouco mais que 7 km nas regiões polares.

Estratosfera: é a segunda camada mais próxima da Terra. Nela, encontra-se o gás ozônio, responsável pela barreira de proteção dos raios ultravioleta, mais conhecida como Camada de Ozônio. Podendo chegar a até 50 km de altura, a estratosfera é caracterizada por apresentar pouco fluxo de ar e por ser muito estável. Como possui uma pequena quantidade de oxigênio, a estratosfera não é propícia para a presença do homem. Contudo, no dia 14 de Outubro de 2012, o austríaco Felix Baumgartner saltou de uma altura de 39 km, impressionando o mundo todo (porém, para isso, ele precisou de uma roupa especial que garantisse a sua respiração).

Mesosfera: com alturas de até 80km, a mesosfera é caracterizada por ser muito fria, com temperaturas que oscilam em torno dos -100°C . Sua temperatura, no entanto, não é uniforme em toda sua extensão, uma vez que a parte de contato com a estratosfera é um pouco mais quente, ponto da troca de calor entre as duas.

Termosfera: é a camada atmosférica mais extensa, podendo alcançar os 500 km de altura. O ar é escasso e, por isso, absorve facilmente a radiação solar, atingindo temperaturas próximas a 1000°C e se tornando, assim, a camada mais quente da atmosfera.

Exosfera: é a camada mais longe da Terra, alcançando os 800 km de altura. É composta basicamente por gás hélio e hidrogênio. Nela encontram-se os satélites de dados e os telescópios espaciais.

Publicado por **Rodolfo F. Alves Pena**.

