



UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA AERONÁUTICA



Modelagem Computacional de Sistemas de Controle de Altitude de Balões Estratosféricos em *Hopsan*

Victor Marques Moreno

Orientador: Prof. Dr. Jorge Henrique Bidinotto

E-mail de Contato: victor.moreno@usp.br

São Carlos,
Julho, 2024

Victor Marques Moreno

E-mail de Contato: victor.moreno@usp.br

Modelagem Computacional de Sistemas de Controle de Altitude de Balões Estratosféricos em *Hopsan*

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica,
da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São
Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do Título de
Engenheiro Aeronáutico.

Docente: Prof. Dr. Jorge Henrique Bidinotto

São Carlos
Julho de 2024

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

M835m Moreno, Victor Marques
Modelagem Computacional de Sistemas de Controle de
Altitude de Balões Estratosféricos em Hopsan / Victor
Marques Moreno; orientador Jorge Henrique Bidinotto.
São Carlos, 2024.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2024.

1. Balões estratosféricos. 2. Hopsan. 3.
Modelagem. 4. Estabilidade. 5. Controle de altitude. 6.
Controlador PID. 7. Válvula. 8. Sistema de lastro. I.
Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO

Approval sheet

Candidato / Student: Victor Marques Moreno

Título do TCC / Title : Modelagem Computacional de Sistemas de Controle de Altitude de Balões Estratosféricos em Hopsan

Data de defesa / Date: 04/07/2024

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / result
Professor Doutor Jorge Henrique Bidinotto	 Aprovado
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Alvaro Martins Abdalla	 APROVADO
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Pesquisador André Luis Aguiar Paladini	 Aprovado
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:


Professor Doutor Jorge Henrique Bidinotto
(assinatura / signature)

Agradecimentos

Primeiramente, agradeço aos meus pais e à minha família pelo suporte ao longo de todo meu aprendizado, fornecendo educação da melhor qualidade e permitindo meu desenvolvimento. Seu incentivo, motivação, compreensão e amor foram fundamentais para que eu pudesse enfrentar os desafios e alcançar meus objetivos.

À Escola de Engenharia de São Carlos na Universidade de São Paulo, expresso minha gratidão pela estrutura acadêmica excepcional e pelos recursos oferecidos que enriqueceram minha formação. Cada professor e membro da equipe acadêmica contribuiu significativamente para meu crescimento, acadêmico profissional e pessoal.

Ao meu orientador, Prof. Dr. Jorge Henrique Bidinotto, sou profundamente grato pela orientação, pelo aprendizado e principalmente pela confiança em meu potencial. O conhecimento desenvolvido com suas aulas e sua experiência] foram fundamentais para este trabalho.

Aos professores, não somente do curso, mas de toda minha formação educacional, que compartilharam seus conhecimentos e experiências conosco, agradeço pelo ensino de qualidade e pela dedicação em nos preparar para os desafios. Suas aulas foram inspiradoras e fundamentais para minha formação.

Ao Grupo Zenith, que abriu as portas e me introduziu à pesquisa no setor aeroespacial, cuja colaboração e troca de ideias foram essenciais para o desenvolvimento deste trabalho. Suas contribuições foram valiosas e enriqueceram significativamente minha experiência acadêmica.

Aos meus amigos da república Poltergeist, que se tornaram minha segunda família durante estes anos, e que com certeza continuaram sendo e fazendo parte da minha vida. Vocês tornaram esta jornada acadêmica ainda mais especial e memorável.

Por fim, agradeço a todos os que de alguma forma contribuíram para este trabalho e para minha formação acadêmica. Este é um momento de celebração compartilhado com cada um de vocês, e estou profundamente grato por fazerem parte da minha jornada.

Muito obrigado!

Resumo

Os balões de alta altitude, utilizados como plataformas, podem atingir altitudes desejadas de 20, 30 km ou mais, e transportar cargas pesadas para o ambiente próximo ao espaço, facilitando estudos atmosféricos, observação da Terra, telecomunicações e outras aplicações. Os balões de pressão zero são uma forma convencional de balões científicos de gás. O mecanismo de controle é um dos aspectos fundamentais para projetar balões de alta altitude seguros e duráveis. Muitos estudos sobre balões de pressão zero se concentraram em métodos tradicionais que utilizam sistemas de atuação por válvula e/ou lastro para controlar e manter a altitude constante dos balões.

No contexto de lançamento educacional de balões estratosféricos realizados pelo grupo Zenith, existe o interesse em prolongar o período de flutuação do balão permitindo um período maior de coleta de dados de forma mais estável, neste sentido, este trabalho é realizado com o objetivo de modelar e estudar a dinâmica de um balão estratosférico, assim como o de desenvolver um sistema de controle de altitude.

Todos os fatores físico-matemáticos envolvidos na dinâmica deste sistema são estudados para uma modelagem simples e concisa, que por sua vez será analisada sob uma visão de estabilidade através da linerização e modelagem em espaço de estados com o propósito de projetar uma arquitetura de controle. O modelo computacional é desenvolvido no *software Hopsan* representando todas as características do sistema físico do balão, assim como uma malha de controle para estabilização de sua altitude de flutuação pela utilização de 2 atuadores: uma válvula que permite a liberação do gás interno do balão e um sistema de lastro capaz de liberar peso do sistema.

Uma série de simulações envolvendo diferentes configurações de arquiteturas de controle PID são realizadas e comparadas destacando as principais vantagens e desvantagens de cada, assim como é feita uma análise da robustez do sistema de controle ao introduzir ruídos gaussianos às medições feitas pelos sensores do sistema de controle e às forças de atuação no modelo.

A dinâmica do modelo linear desenvolvido em torno da altitude de referência e os resultados das simulações evidenciam a necessidade de um sistema de controle para a estabilização da altitude, e que um controlador de ganho proporcional não é suficiente para garantir a estabilidade, sendo necessária a adição de pelo menos um elemento derivativo. Os resultados também mostram que o elemento integrativo do controlador consegue aprimorar algumas métricas da resposta do modelo, como o *Overshoot* e o tempo de acomodação.

Palavras-chave: balões estratosféricos, modelagem, estabilidade, controle de altitude, *Software Hopsan*, sistema de válvula, sistema de lastro, espaço de estados, controlador PID.

Abstract

High-altitude balloons, used as platforms, can reach desired altitudes of 20, 30 km, or more, and transport heavy loads to the near-space environment, facilitating atmospheric studies, Earth observation, telecommunications, and other applications. Zero-pressure balloons are a conventional form of scientific gas balloons. The control mechanism is one of the fundamental aspects of designing safe and durable high-altitude balloons. Many studies on zero-pressure balloons have focused on traditional methods that use valve and/or ballast actuation systems to control and maintain the constant altitude of the balloons.

In the context of educational launches of stratospheric balloons carried out by the Zenith group, there is an interest in prolonging the balloon's float period, allowing for a longer and more stable data collection period. Thus, this work aims to model and study the dynamics of a stratospheric balloon, as well as to develop an altitude control system.

All the physical and mathematical factors involved in the dynamics of this system are studied for a simple and concise modeling, which in turn will be analyzed from a stability perspective through linearization and state-space modeling for the purpose of designing a control architecture. The computational model is developed in the Hopsan software, representing all the physical characteristics of the balloon system, as well as a control loop to stabilize its float altitude using two actuators: a valve that allows the release of the balloon's internal gas and a ballast system capable of releasing weight from the system.

A series of simulations involving different configurations of PID control architectures are performed and compared, highlighting the main advantages and disadvantages of each, as well as an analysis of the control system's robustness by introducing Gaussian noise to the measurements made by the control system sensors and the actuating forces in the model.

The dynamics of the linear model developed around the reference altitude and the simulation results highlight the need for a control system for altitude stabilization, showing that a proportional gain controller alone is not sufficient to ensure stability, requiring at least the addition of a derivative element. The results also show that the integrative element of the controller can improve some response metrics of the model, such as overshoot and settling time.

Keywords: stratospheric balloons, modeling, stability, altitude control, Hopsan software, valve system, ballast system, state space, PID controller.

ÍNDICE

ÍNDICE	8	
1	INTRODUÇÃO	16
2	OBJETIVOS	19
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	20
4	FUNDAMENTOS TEÓRICOS	23
4.1	Princípio de Arquimedes	23
4.2	Atmosfera Terrestre	24
4.3	Força de Arrasto	25
4.4	Relação Pressão-Raio de Balão	25
4.5	Válvula	26
4.6	Controle PID	27
5	MODELAGEM	29
5.1	Equacionamento	29
5.2	Linearização	30
5.3	Modelagem Computacional	32
5.3.1	Modelo Mecânico	32
5.3.2	Modelo Atmosférico	33
5.3.3	Subsistemas de Arrasto e Empuxo	33
5.3.4	Cálculo de Volume e Raio	33
5.3.5	Válvula de Controle	36
5.3.6	Lastro de Controle	36
5.3.7	Controlador	37
5.3.8	Condição de Parada	37
5.3.9	Modelo Completo	38
6	RESULTADOS	40
6.1	Parâmetros Gerais	40
6.2	Análise de Estabilidade	42
6.3	Calibração do Controlador	45
6.3.1	Controlador P	45
6.3.2	Controlador PD	47
6.3.3	Controlador PID	50

6.4	Análise de Robustez	52
7	CONCLUSÃO	58
	Referências	60
	Apêndice A - Atmosfera ISA	61
	Apêndice B - Modelo do Balão	63
	Apêndice C - Análise dos Resultados	65

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

1	Formatos típicos de balões científicos.	16
2	Fases típicas da missão de um balão científico.	17
3	Resultados das simulações de [1] comparando modelos distintos de balões. (a) da velocidade vertical vs. tempo. (b) da altitude vs. tempo	21
4	Comparação do modelo controlado com dados do lançamento do projeto LAI-CAAnSat.	22
5	Diagrama esquemática da válvula	26
6	Diagrama esquemático do funcionamento de um controlador PID em uma malha M. .	27
7	Diagrama de corpo livre do modelo de massa concentrada com 1 GDL do balão. .	29
8	Modelo mecânico do balão em <i>Hopsan</i>	33
9	Modelo atmosférico de biblioteca própria em <i>Hopsan</i>	34
10	Subsistema de cálculo de arrasto no modelo em <i>Hopsan</i>	34
11	Subsistema de cálculo de empuxo no modelo em <i>Hopsan</i>	34
12	Subsistema de cálculo do volume e raio do balão em <i>Hopsan</i>	35
13	Modelo da válvula de controle em <i>Hopsan</i>	36
14	Modelo do sistema de controle por lastro em <i>Hopsan</i>	37
15	Modelo do controlador em <i>Hopsan</i>	37
16	Subsistema com condições de parada.	38
17	Modelo completo do balão em <i>Hopsan</i>	39
18	Diferencial de pressão em função do raio do balão inflado.	41
19	Raio do balão em função da altitude.	42
20	Altitude do modelo não controlado em <i>Hopsan</i>	43
21	Velocidade do modelo não controlado em <i>Hopsan</i>	43
22	Raio do modelo não controlado em <i>Hopsan</i>	44
23	Diferencial de pressão interno e externo do modelo não controlado em <i>Hopsan</i> . .	44
24	Resposta do modelo controlado por uma arquitetura proporcional.	46
25	Raio do balão (eixo esquerdo) e volume liberado pela válvula (eixo direito) com controlador P.	46
26	Massa total do sistema considerando liberação de lastro com controlador P. . . .	47
27	Resposta do modelo controlado por uma arquitetura PD.	48
28	Raio do balão (eixo esquerdo) e volume liberado pela válvula (eixo direito) com controlador PD.	49
29	Massa total do sistema considerando liberação de lastro com controlador PD. . .	49
30	Resposta do modelo controlado por uma arquitetura PID.	51
31	Raio do balão (eixo esquerdo) e volume liberado pela válvula (eixo direito) com controlador PID.	51

32	Massa total do sistema considerando liberação de lastro com controlador PID.	52
33	Resposta do modelo controlado por uma arquitetura PD com ruídos.	54
34	Raio do balão (eixo esquerdo) e volume liberado pela válvula (eixo direito) com controlador PD com ruídos.	54
35	Massa total do sistema considerando liberação de lastro com controlador PD com ruídos.	55
36	Resposta do modelo controlado por uma arquitetura PID com ruídos.	55
37	Raio do balão (eixo esquerdo) e volume liberado pela válvula (eixo direito) com controlador PID com ruídos.	56
38	Massa total do sistema considerando liberação de lastro com controlador PID com ruídos.	56

LISTA DE TABELAS

1	Especificações do balão	40
2	Parâmetros do modelo Mooney-Rivlin do balão.	40
3	Parâmetros da válvula e sistema de lastro.	41
4	Parâmetros da simulação do caso não controlado.	45
5	Parâmetros da simulação do caso com controlador P.	47
6	Parâmetros da simulação do caso com controlador PD.	50
7	Parâmetros da simulação do caso com controlador PD.	52
8	Ruídos aleatórios aplicados no sensoriamento e forças externas.	53
9	Parâmetros da simulação do caso com controlador PD com ruídos.	53
10	Parâmetros da simulação do caso com controlador PID com ruídos.	57

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Aceleração vertical do balão
A	Matriz do sistema em espaço de estados
A_b	Área de referência do balão
A_{spool}	Área do carretel
α	Coeficiente do modelo de Mooney-Rivlin
B	Matriz de controle em espaço de estados
C	Matriz de saída das variáveis em espaço de estados
C_1	Coeficiente de vazão da válvula
C_2	Coeficiente de liberação do lastro
C_D	Coeficiente de arrasto
C_q	Coeficiente de fluxo da válvula
D	Matriz de saída dos controles em espaço de estados
d_{spool}	Diâmetro do carretel da válvula
E	Empuxo
f	Fator de alongamento da borracha
F	Forças
F_D	Força de arrasto
g	Constante gravitacional
k	Constante de Boltzmann
K	Número de arranjos possíveis da molécula de borracha
L	Comprimento de uma tira de borracha
L_0	Comprimento inicial de uma tira de borracha
$\lambda_{1,2}$	Autovalores de A
λ_t	Gradiente vertical de temperatura na troposfera

λ_{ae}	Gradiente vertical de temperatura no início da alta estratosfera
λ_{be}	Gradiente vertical de temperatura no início da baixa estratosfera
m	Massa do sistema
m_b	Massa do balão
m_p	Massa da carga paga
m_c	Massa de lastro
μ	Módulo de cisalhamento da borracha
n	Número de mols dentro do balão
P	Pressão atmosférica
P_0	Pressão atmosférica na superfície terrestre
P_{ae}	Pressão atmosférica no início da alta estratosfera
P_{be}	Pressão atmosférica no início da baixa estratosfera
P_{in}	Pressão interna do balão
q	Vazão de gás na válvula
r	Raio do balão
R	Constate dos gases reais
r_0	Raio do balão não inflado
r_i	Raio de lançamento do balão
r_b	Raio de ruptura
R_{ar}	Constante do ar
ρ	Densidade atmosférica
ρ_0	Densidade atmosférica na superfície terrestre
ρ_{ae}	Densidade atmosférica no início da alta estratosfera
ρ_{be}	Densidade atmosférica no início da baixa estratosfera
ρ_l	Densidade do látex
ρ_{oil}	Densidade do óleo da válvula

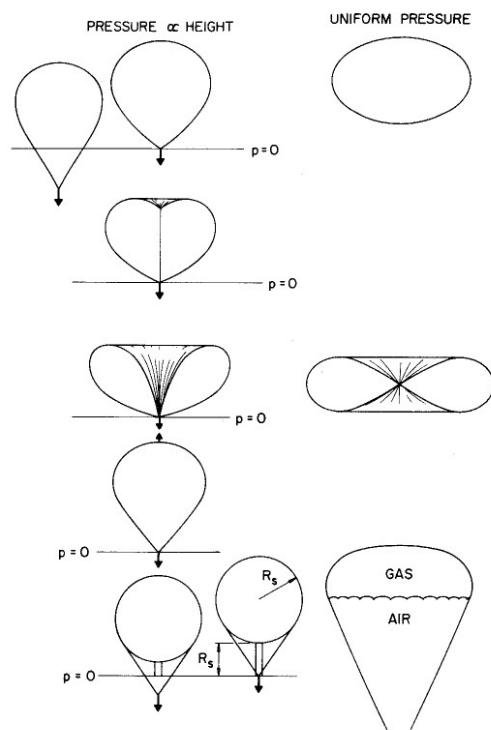
T	Temperatura atmosférica
t_0	Espessura do balão não inflado
T_0	Temperatura atmosférica na superfície terrestre
T_{be}	Temperatura atmosférica no início da baixa estratosfera
T_{ae}	Temperatura atmosférica no início da alta estratosfera
u	Variável de controle
v	Velocidade vertical
V	Volume do balão
\mathbf{x}	Vetor de variáveis em espaço de estados
x_{max}	Máximo deslocamento do carretel da válvula
\mathbf{y}	Vetor de saída em espaço de estados
z	Altitude do balão
z_0	Altitude do balão no ponto fixo
z_{ref}	Altitude do balão de referência

1 INTRODUÇÃO

Os balões estratosféricos se consagraram no último século como instrumentos de relativo baixo custo com diversas utilizações no setor aeroespacial, oferecendo uma plataforma capaz de carregar de forma simples uma carga útil em altitudes elevadas, permitindo a realização de estudos e coleta de dados em condições extremas, próximas às condições extraterrestres, como uma alternativa econômica para o desenvolvimento de estudos como a padronização e determinação das propriedades físicas e climáticas das camadas atmosféricas terrestre, observações astronômicas, testes de tecnologias aeroespaciais, sistemas de telecomunicação e até mesmo missões educativas.

Estes balões consistem de uma estrutura, geralmente de matérias de borracha como latex, responsável por conter um fluido, geralmente gás hélio, de densidade menor que a do ar atmosférico, permitindo com que, de acordo com o princípio de Arquimedes, a diferença de densidades gere uma força capaz de elevar o balão à ordem de dezenas de quilômetros de altitude. Além disso, acoplada à esta estrutura, é pendurada uma carga útil, responsável por carregar o conteúdo de interesse, como experimentos, sensores, detectores, etc.

Figura 1 – Formatos típicos de balões científicos.



Fonte: [2]

Ao longo das décadas, a tecnologia dos balões estratosféricos evoluiu significativamente. Inicialmente, esses balões eram relativamente simples, feitos de borracha e carregando instrumentos básicos.

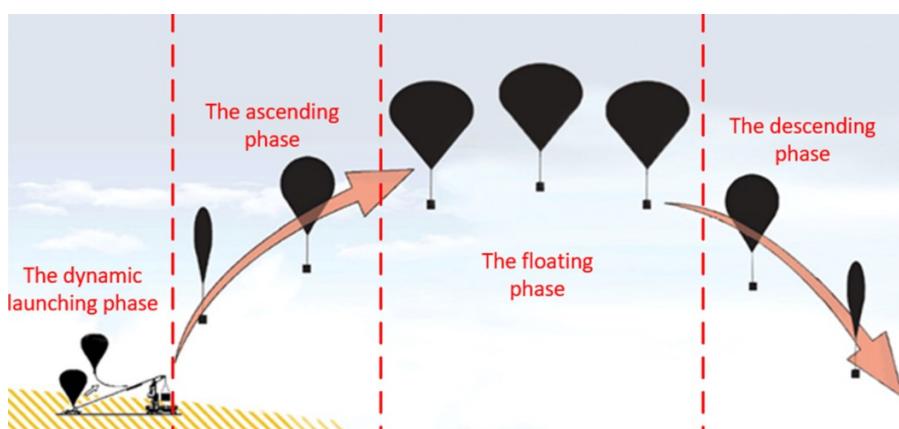
Com o avanço da ciência e da engenharia, surgiram balões feitos de materiais mais robustos e leves, como polietileno, capazes de suportar cargas mais pesadas e de operar por períodos mais longos. Além disso, os sistemas de navegação e comunicação a bordo dos balões também se tornaram mais sofisticados, permitindo um controle mais preciso das missões e a transmissão de dados em tempo real para as estações de controle na Terra.

Os impactos dessa evolução na pesquisa astrofísica são notáveis. Balões estratosféricos modernos têm sido usados para conduzir uma variedade de experimentos de ponta, desde a medição da radiação cósmica de fundo em micro-ondas até a detecção de partículas subatômicas de alta energia. Projetos emblemáticos como o *BOOMERanG* (*Balloon Observations of Millimetric Extragalactic Radiation and Geophysics*) [3] e o *EBEX* (*E and B Experiment*) [4], cujo principal objetivo foi mapear as pequenas variações na temperatura e modos de polarização da *CMB* (*Cosmic Background Radiation*) com alta precisão, que correspondem a diferenças de densidade no universo primordial, fundamentais para entender a formação das estruturas cosmológicas, como galáxias e aglomerados de galáxias, exemplificam o potencial desses balões para avançar nosso entendimento sobre a origem e a evolução do universo.

Balões científicos modernos são capazes de transportar cargas úteis de até 3.600 kg para a atmosfera superior, acima de cerca de 99,5% da atmosfera terrestre. Desde a década de 1950, esses balões têm sido usados para carregar instrumentos científicos, tecnológicos e de aplicação, geralmente por períodos de 1 a 2 dias, com lançamentos ocorrendo em várias partes do mundo. A Antártida é o principal local de lançamento devido aos ventos circumpolares durante o verão austral, que permitem voos de longa duração em constante luz solar [5].

Em um projeto simples, o balão segue uma missão que geralmente consiste de 4 fases: lançamento, ascensão, flutuação e descida. Durante a ascensão não há qualquer tipo de controle direcional, angular ou de altitude do balão, o que limita sua faixa de atuação a alguns minutos ou até poucas horas, no qual o balão sobe de maneira não controlada, e com o aumento da altitude e consequente diminuição da pressão atmosférica, a pressão causada pelo gás interno chega em um ponto no qual o material do balão não suporta e rompe.

Figura 2 – Fases típicas da missão de um balão científico.



Fonte: [1]

Sendo assim, torna-se interessante o desenvolvimento de sistemas de controle de altitude, que permite manter a estrutura estável em uma determinada altitude de interesse, adiando o rompimento do material e a consequente queda.

Existem algumas formas possíveis de controlar de maneira indireta a altitude de um balão, através de diversos mecanismos e atuadores, porém o foco deste trabalho será o de estudar o método de controle por válvula e de um atuador secundário por lastro.

A válvula consiste de um dispositivo mecânico que conecta duas regiões com fluido distintas através de um tubo, que pode a princípio ter um regime binário, em um estado aberto ou fechado, permitindo ou não a vazão do fluido de uma região para outra, ou um regime linear, permitindo o controle da intensidade da vazão do fluido em um intervalo de operação. No contexto deste projeto, a válvula é utilizada para liberar o gás hélio do interior do balão (com pressão maior) para a atmosfera, diminuindo a pressão interna, de forma a tentar atingir um equilíbrio hidrostático entre o empuxo e a força gravitacional.

O sistema de lastro consiste de outro dispositivo mecânico, similar à válvula, que libera o lastro ("peso extra", utilizado de forma proposital para atuar no sentido contrário ao movimento de interesse) em si, permitindo uma diminuição do peso da estrutura, atuando na mesma direção que a válvula, porém em sentidos opostos.

A motivação para o desenvolvimento surgiu a partir do grupo extracurricular Zenith Aerospace, da Escola de Engenharia de São Carlos (EESC) dentro da Universidade de São Paulo (USP), que desenvolve projetos de pesquisas aeroespaciais, com o foco na utilização de sondas que transportam sensores e pesquisas, elevadas à altitudes estratosféricas pelo uso de balões. O projeto de um sistema de controle de altitude pela utilização de válvula foi interesse de estudo pela área de Astronáutica, responsável pela estabilidade e dinâmica de voo do balão, justamente com o propósito de prolongar o período de flutuação, permitindo uma amostra maior de coleta de dados, além de maior estabilidade.

Este projeto inspira um grande interesse pelos desafios envolvidos na alta complexidade teórica e motivos a serem detalhados adiante neste trabalho, principalmente tratando sobre o desenvolvimento de um sistema de controle cujos atuadores possuem escassez e variação da capacidade de controlar.

2 OBJETIVOS

O foco deste trabalho é o do estudo e desenvolvimento de um sistema de controle da altitude e estabilização de um modelo simplificado de um balão científico estratosférico sob um ponto de vista teórico, além de avaliar a utilização do *software Hopsan* para a construção do modelo computacional e análise dos resultados por simulações para diferentes arquiteturas de controle, com o objetivo de explorar sua utilização acadêmica para a simulação de sistemas de acionamento no contexto da implementação de sistemas de controle.

A elaboração do trabalho busca abranger uma série de tópicos apresentados em disciplinas lecionadas no curso de Engenharia Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos (EESC) da Universidade de São Paulo (USP), partindo de uma revisão teórica dos fundamentos envolvidos na construção de um modelo físico-matemático da dinâmica natural do sistema do balão, assim como um estudo de sua estabilidade e capacidade de controle de sua altitude pela utilização de metodologias de linearização, seguido da comparação das respostas do sistema controlado por diferentes arquiteturas de controle e a análise dos resultados.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Apesar de a atual revolução na balonagem científica ter resultado em uma tecnologia de grande importância para diversos grupos, a literatura sobre essa tecnologia não está amplamente disponível. Muitos dos documentos tinham caráter confidencial quando escritos e tiveram uma distribuição extremamente limitada. Especificamente, relatórios do excelente trabalho realizado na Universidade de Minnesota, embora agora tornados públicos, não são geralmente acessíveis. Outros trabalhos importantes foram publicados em revistas científicas ou comerciais que não são associadas à balonagem.

O presente trabalho utilizou como base para modelagem e referência para valores e parâmetros característicos do desenvolvimento do modelo do balão o livro *Scientific Ballooning Handbook* [2] de A. Morris, que consiste de manual que resume a tecnologia atual de balonagem o mais completamente possível. O autor obteve contribuições de especialistas nas áreas tecnológicas relevantes dentro do contexto e incluiu apenas as áreas tecnológicas que considera diretamente associadas à balonagem científica e sobre as quais a informação não está prontamente disponível.

O livro abrange o histórico e evolução da utilização dos balões estratosféricos, teoria de voo, considerações de materiais e gases de preenchimento, instrumentação, *design* e tipos de balões.

Em [5], o autor reflete sobre o impacto profundo que os balões científicos têm tido na pesquisa ao longo dos últimos dois séculos. Ele destaca como a introdução do balão de forma natural em 1950 foi um marco significativo, permitindo voos mais estáveis e duradouros, possibilitaram avanços notáveis na pesquisa científica, especialmente na exploração da alta atmosfera e na observação de fenômenos cósmicos, assim como sobre a evolução dos materiais e das tecnologias de balonagem, resultando em balões cada vez mais eficientes e capazes de realizar missões científicas desafiadoras, exemplificando a utilização de balões de longa duração ao redor da Antártida.

Em [1], o autor desenvolve um modelo abrangente de simulação para prever a trajetória de um sistema de voo de balão de alta altitude de pressão zero, sem paraquedas, destinado a flutuar na altitude designada por várias horas ou menos. Uma série de modelos matemáticos, incluindo dinâmico térmico, atmosférico, terrestre, de vento, geométrico e de exaustão, são elaborados para prever a trajetória do sistema de voo do balão. Baseado nesses modelos, as incertezas dos parâmetros de lançamento e o desempenho correspondente do voo são simulados. Combinando com a estratégia de controle, toda a trajetória de voo é simulada e discutida em detalhe, incluindo as fases de ascensão, flutuação e descida.

Os resultados mostram que a velocidade vertical apresenta um formato em W (como visto na figura 3) durante o processo de ascensão. Além disso, o balão começa a descer gradualmente com o enfraquecimento da radiação solar após o meio-dia. A estratégia de controle aplicada permite que a velocidade vertical de aterrissagem do sistema de voo do balão se aproxime de zero, enquanto a faixa de deriva lateral é mais limitada em comparação ao modo de voo não controlado. Esses resultados e conclusões contribuem para o design e operação de um sistema de voo de balão de pressão zero em um espaço aéreo limitado, melhorando a capacidade de recuperação rápida do sistema de voo.

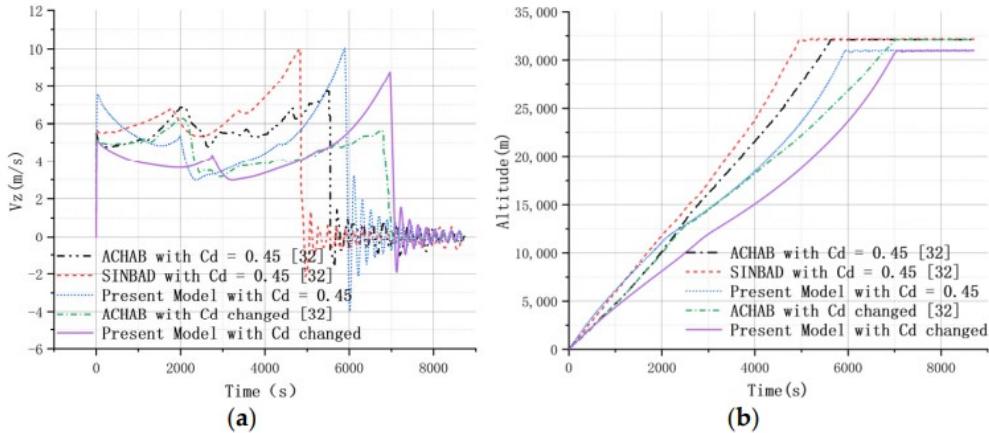


Figura 3 – Resultados das simulações de [1] comparando modelos distintos de balões. (a) da velocidade vertical vs. tempo. (b) da altitude vs. tempo

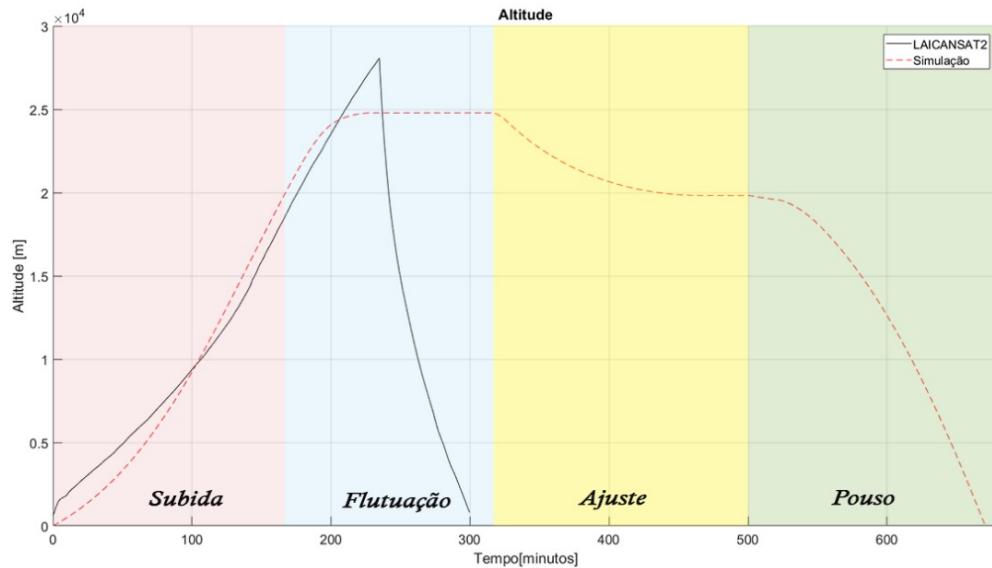
Em [6], o autor investiga o uso de balões de alta altitude como plataformas para estudos atmosféricos, observações da Terra, telecomunicações e outras aplicações. O estudo foca em balões de pressão zero, que tradicionalmente usam lastro para manter a altitude constante. No entanto, o autor desenvolveu um modelo de controle de compressão e liberação de gás, utilizando *Matlab/Simulink* para modelagem computacional, que descreve os processos de subida, descida e flutuação, estendendo o tempo de voo sem o uso de lastro. O sistema, utilizando controle PID, pode manter uma altitude de 30 km por 330 dias e controlar a descida com precisão.

Os resultados mostram que o modelo de compressão e liberação de gás com controle PID é eficaz para manter a altitude desejada por longos períodos, ajustar a elevação e controlar a taxa de descida sem necessidade de lastro. Esse modelo permite calcular continuamente a temperatura, transferência de calor e massa, e a velocidade dinâmica do balão, proporcionando maior estabilidade e controle preciso em voos de longa duração.

Em [7], o autor adota uma linha de pesquisa baseada no desenvolvimento de uma plataforma modular capaz de realizar flutuação em alta altitude através de um modelo de controle por válvula. É desenvolvida uma modelagem matemática simplificada e uma arquitetura de controle do tipo PID. O interessante deste trabalho é que o autor desenvolve um modelo físico utilizando técnicas de prototipagem rápida com PLA e realiza testes de campo.

As simulações feitas são apresentadas em comparação com dados empíricos obtidos do projeto LAICAnSat desenvolvido por estudantes de diversas áreas da Universidade de Brasília em diversos cenários. Em todos os casos, o sistema de controle apresentou melhorias na resposta do modelo e foi capaz de impedir que o balão alcançasse a altitude de ruptura e garantiu a flutuação dentro do intervalo desejado.

Figura 4 – Comparação do modelo controlado com dados do lançamento do projeto LAICAnSat.



Fonte: [7]

4 FUNDAMENTOS TEÓRICOS

Para a compreensão das leis de controle a serem desenvolvidas para o balão, deve-se inicialmente equacionar sua dinâmica a partir de modelos matemáticos teóricos, empíricos e computacionais. O modelo a ser desenvolvido será simplificado, não levando em consideração alguns efeitos como o da radiação solar nas propriedades mecânicas do látex, e a simplificação de considerar a temperatura do gás dentro do balão sendo igual à atmosférica (é considerado que a variação da temperatura pela elevação é feita de forma gradual e a troca de calor ocorre suficientemente rápida).

Neste caso, sua dinâmica pode ser descrita de acordo com a segunda Lei de Newton, relacionando a inércia do balão com as 3 principais forças que atuam sobre ele: a gravitacional, o empuxo e o arrasto. Como este estudo tem ênfase no desenvolvimento de um sistema de controle de altitude simplificado, serão ignorados efeitos causados por forças laterais, como ventos laterais (apesar de poderem gerar forças verticais, nas simulações estes efeitos estarão inclusos em ruídos aleatórios) e deformidades radialmente assimétricas, além de simplificar seu movimento por um modelo de massa concentrada com 1 grau de liberdade (vertical).

Em relação aos parâmetros do modelo, podemos caracterizar 3 tipos: geométricos (raio, espessura e volume, obtidos a partir de modelos de balões estratosféricos comerciais padrões), climáticos (densidade do ar e pressão atmosférica, obtidos a partir de modelos padrões internacionais) e aerodinâmicos (coeficiente de arrasto).

4.1 Princípio de Arquimedes

O mecanismo de propulsão do balão se baseia completamente no Princípio de Arquimedes, que afirma que um objeto imerso em um fluido sofre uma força de empuxo igual ao peso do fluido deslocado pelo objeto.

A força atua de acordo com a equação 4.1, no qual a direção é determinada em oposição à força gravitacional. É interessante notar que a força é independente da geometria do objeto e de suas propriedades físicas.

$$E = \rho g V \quad (4.1)$$

O balão age como um objeto imerso em um fluido (a atmosfera terrestre), no qual, seu preenchimento com gases de baixa densidade faz com que sua densidade média total seja inferior à da atmosfera. Tipicamente os balões são preenchidos com gás hélio, ou ar atmosférico quente (neste caso o balão é aberto embaixo, e uma pequena quantidade de ar atua como a vedação, fazendo com que o próprio empuxo não permita a saída do ar, além de ser necessário um fluxo constante de calor para compensar o fluxo de perda de temperatura), que possuem naturalmente densidades menores do que o ar. Antigamente já chegou a ser utilizado gás hidrogênio, porém devido sua alta flammabilidade, por questões de segurança é muito difícil encontrar estes modelos hoje.

4.2 Atmosfera Terrestre

O modelo a ser considerado para se determinar os parâmetros climáticos da atmosfera é o modelo padrão internacional (*International Standard Atmosphere*, ISA) [8], amplamente utilizado como um modelo simplificado e eficaz para descrever a troposfera, baixa estratosfera e alta estratosfera. Tal modelo assume que a atmosfera é composta de 78.09% de gás nitrogênio, 20.95% de gás oxigênio e 0.96% de outros gases, é seca e respeita a Lei dos Gases Ideais, além de fixar a aceleração gravitacional g em 9.81 m/s^2 e a constante do ar R_{ar} em $287.54 \text{ m}^2/(\text{s}^2 \cdot \text{K})$.

A troposfera é modelada no intervalo de altitude 0 km até 11 km , considerando que a temperatura varia linearmente a partir de 288 K na superfície terrestre com gradiente -6.5 K/km . A partir dos parâmetros de pressão e densidade assumidos na superfície, utilizando a Lei dos Gases Ideais é possível derivar estes parâmetros para toda a região, descritos nas equações 4.2.

$$\begin{cases} T = T_t + \lambda_t z \\ P = P_t \left(\frac{T_t + \lambda_t z}{T_t} \right)^{\left(-\frac{g}{R_{ar} \lambda_t} \right)} \\ \rho = \rho_t \left(\frac{T_t + \lambda_t z}{T_t} \right)^{\left(-\frac{g}{R_{ar} \lambda_t} + 1 \right)} \end{cases} \quad (4.2)$$

A baixa estratosfera descreve altitudes no intervalo de 11 km até 25 km , no qual considera-se uma temperatura constante, e assim como para a t, considerando os parâmetros contínuos, é possível determinar a pressão e densidade para toda a região, descritos nas equações 4.3.

$$\begin{cases} T = T_{be} \\ P = P_{be} e^{-\frac{g(z-11000)}{R_{ar} T_{be}}} \\ \rho = \rho_{be} e^{-\frac{g(z-11000)}{R_{ar} T_{be}}} \end{cases} \quad (4.3)$$

A alta estratosfera descreve altitudes no intervalo de 25 km até 47 km , considerando que a temperatura varia linearmente de 216.5 K com gradiente 3 K/km . A temperaturam pressão e densidade desta região são descritas em 4.4. A princípio esta região não é de tanto interesse, pois nosso modelo tem objetivo de se manter abaixo dela, ou passar marginalmente por ela.

$$\begin{cases} T = T_{ae} + \lambda_{ae} (z - 25000) \\ P = P_{ae} \left(\frac{T_{ae} + \lambda_{ae} (z - 25000)}{T_{ae}} \right)^{\left(-\frac{g}{R_{ar} \lambda_{ae}} \right)} \\ \rho = \rho_{ae} \left(\frac{T_{ae} + \lambda_{ae} (z - 25000)}{T_{ae}} \right)^{\left(-\frac{g}{R_{ar} \lambda_{ae}} + 1 \right)} \end{cases} \quad (4.4)$$

Onde T , P e ρ representam a temperatura, a pressão e a densidade na altitude z , respectivamente, e λ representa o gradiente de temperatura em função da altitude. Os índices t , be e ae representam os parâmetros no ponto inicial da troposfera, baixa estratosfera e alta estratosfera, respectivamente.

4.3 Força de Arrasto

A força de arrasto é caracterizada por uma força que surge do gradiente de pressões que um fluido exerce sobre um objeto sólido. Tal gradiente surge de uma diversidade de fatores, como a velocidade relativa do fluido em relação ao objeto, a geometria do objeto, dimensões e propriedades físicas do fluido.

Esta força é calculada de acordo com a equação 4.5.

$$F_D = C_D \frac{\rho v^2 A_b}{2} \quad (4.5)$$

O coeficiente de arrasto pode ser determinado a partir de forma empírica, computacional ou estimada. Apesar de o balão variar a geometria conforme expande ou contrai, tal mudança é pequena em um intervalo de altitudes que o balão flutua próximo à de referência, não alterando de forma significativa sua dinâmica no regime de interesse (flutuação), logo este efeito será considerado insignificante, ou seja, seu coeficiente de arrasto será constante e somente sua área de referência irá variar, que por sua vez será considerada a área projetada de uma esfera perfeita, dada pela equação 4.6.

$$A_b = \pi r^2 \quad (4.6)$$

Como o foco do trabalho é em relação à metodologia do desenvolvimento do sistema de controle, será considerado o coeficiente de arrasto de uma esfera lisa 4.7 obtido de Anderson [9], pois o valor em si tem um efeito maior na determinação da velocidade terminal (onde o arrasto balanceia a diferença entre o empuxo e o peso) do que na dinâmica do balão próxima à região de flutuação.

$$C_D = 0.47 \quad (4.7)$$

4.4 Relação Pressão-Raio de Balão

Há um tempo, já é sabido que objetos compostos por materiais com base em borracha não se comportam segundo a Lei de Hooke, no qual, a força restauradora do material é proporcional à sua deformação e comprimento inicial, pois as deformações no qual são submetidos, ainda que elásticas, ultrapassam os limites de linearidade, sendo assim, para uma modelagem mais adequada é necessário utilizar um modelo mais fiel ao comportamento da deformação do balão, visto que este possui grande impacto na dinâmica do sistema.

Em 1940, foi desenvolvido por M. Mooney [10] um modelo relativamente simples e utilizado em diversas ocasiões até hoje da relação de tensão e deformação de elementos elastoméricos, conhecido como modelo Mooney-Rivlin. A partir deste equacionamento, D. R. Merrit e F. Weinhaus [11] foram capazes de derivar a equação 4.8 que relaciona o diferencial de pressão externo e interno de uma superfície esférica composta de material com base de borracha, com seu raio.

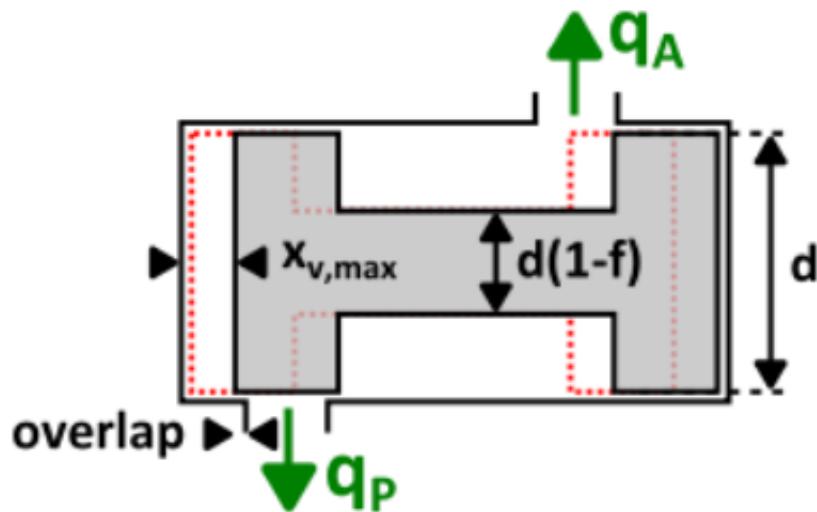
$$P_{in} - P = 2\mu \frac{t_0}{r_0} \left[\left(\frac{r_0}{r} \right) - \left(\frac{r_0}{r} \right)^7 \right] \left[1 + \frac{1-\alpha}{\alpha} \left(\frac{r}{r_0} \right)^2 \right] \quad (4.8)$$

Onde P_{in} é a pressão interna do balão, P é a pressão externa, μ é o módulo de cisalhamento do material, t_0 a espessura do balão não inflado, r_0 o raio do balão não inflado, r o raio e α um parâmetro experimental do modelo.

4.5 Válvula

O modelo de válvula a ser considerado será a partir do componente presente no *Hopsan* com o diagrama dado pela figura 5.

Figura 5 – Diagrama esquemático da válvula



Fonte: *Hopsan*.

Seu funcionamento é dado por uma estrutura que conecta 2 meios, e o movimento de um carretel que se move linearmente abre uma conexão entre estes meios. A área de abertura definida pelo deslocamento deste carretel controla a magnitude do fluxo de acordo com a equação 4.9, que relaciona o fluxo de fluido com o diferencial de pressão e características físicas da válvula.

$$q = C_q A_{spool} \sqrt{\frac{2}{\rho_{oil}} \Delta P} \quad (4.9)$$

$$A_{spool} = f \pi r_{spool}^2 \quad (4.10)$$

Onde q é o fluxo do fluido, r_{spool} é o raio da área projetada do carretel, f a fração do diâmetro do cabo do carretel com o diâmetro de suas faces, A_{spool} a área projetada do carretel, ΔP o diferencial de pressão e C_q o coeficiente de fluxo da válvula.

4.6 Controle PID

A motivação para a utilização de sistemas de controle surge da necessidade da garantia da estabilidade da dinâmica do sistema e/ou correção dela por conta de ruídos e incertezas em relação à modelagem. No contexto deste trabalho, a incerteza em relação aos parâmetros atmosféricos, que dependem da época do ano, horário, localização e fenômenos climáticos complexos, e a incerteza em relação à geometria, efeitos laterais e outras medições, tornam fundamental a utilização de um sistema de controle.

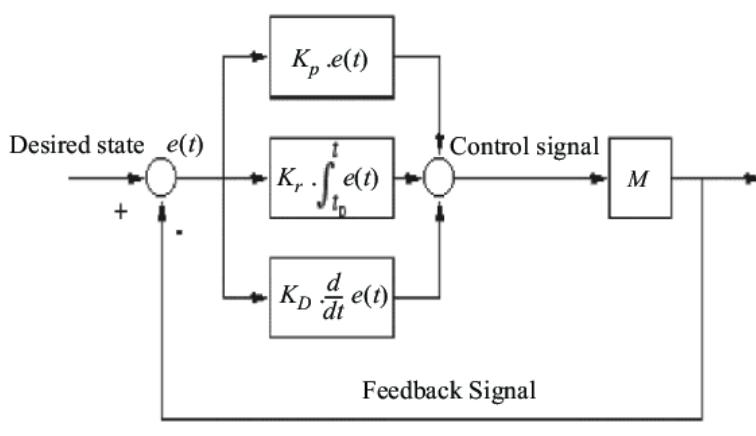
Existe uma infinidade de arquiteturas e modelos, desde modelos clássicos como compensadores por atraso ou avanço de fase e PID, até modelos mais atuais de inteligência artificial. Devido à simplicidade e robustez, o estudo será feito utilizando o método de controle PID, no qual, um atuador é acionado de acordo com 3 sinais: proporcional (P), integrativo (I) e derivativo (D).

De acordo com [12], cada um destes sinais é aplicado sobre o erro (pode ser a diferença entre uma variável de estado e seu valor de referência, ou múltiplas variáveis) e atua sobre o sistema de uma forma característica. O sinal proporcional atua de forma direta, intensificando o sinal conforme o aumento do erro, tende a melhorar a rapidez da resposta do sistema e aumentar sua estabilidade, porém com ganhos muito altos pode tornar o sistema instável. O sinal integrativo atua de acordo com a soma integral do erro, tendendo à eliminar o erro de estado estacionário com o revés de diminuir o tempo de resposta inicial. O sinal derivativo atua de acordo com a taxa de mudança do sistema, tendendo a melhorar a resposta transitória "antecipando" futuros erros.

A intensidade da atuação destes componentes é feita através de ganhos K_P , K_I e K_D , e a combinação adequada deles, calculada de acordo com a equação 4.11 e esquematizada de acordo com o diagrama 6, é feita com o propósito de gerar um sinal u a partir do erro e capaz de proporcionar uma resposta apropriada para o sistema de interesse.

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (4.11)$$

Figura 6 – Diagrama esquemático do funcionamento de um controlador PID em uma malha M.



Fonte: [12].

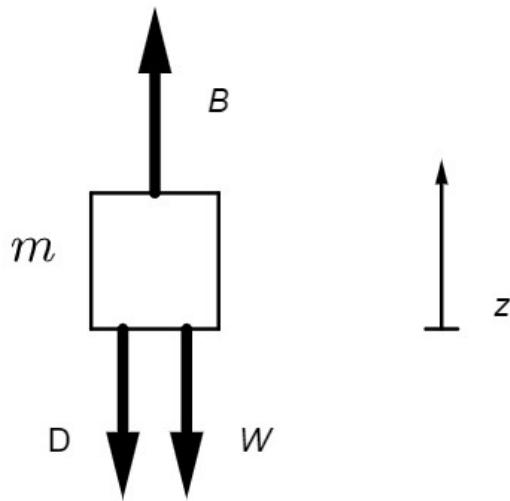
Neste trabalho serão estudadas 3 combinações: Proporcional (P), Proporcional-Derivativo (PD) e Proporcional-Integrativo-Derivativo (PID). Será analisado como cada um destes recursos atuam no modelo adotado neste trabalho, analisando características das respostas e robustez para então determinar qual deve ser o mais apropriado.

5 MODELAGEM

5.1 Equacionamento

A partir dos fundamentos descritos no capítulo anterior, pode-se desenvolver o modelo que descreve a dinâmica do balão. Considerando as forças de arrasto D , peso W e empuxo B , todas atuando na direção vertical em relação ao solo, desenha-se o diagrama de corpo livre 7 do modelo, do qual a partir da Segunda Lei de Newton 5.1, é possível chegar na EDO 5.2 em função da coordenada vertical z (altitude do balão).

Figura 7 – Diagrama de corpo livre do modelo de massa concentrada com 1 GDL do balão.



Fonte: autor.

$$\sum F = ma \quad (5.1)$$

$$-mg - C_D \frac{\rho v |v| A_b}{2} + \rho g V = ma$$

$$-m(u) g - \frac{C_D \rho(z) A_b(z, u)}{2} \dot{z} |\dot{z}| + \rho(z) g V(z, u) = m(u) \ddot{z}$$

$$\ddot{z} + \frac{C_D \rho(z) A_b(z, u)}{2m(u)} \dot{z} |\dot{z}| + \frac{g}{m(u)} [m(u) - \rho(z) V(z, u)] = 0 \quad (5.2)$$

Como o sentido da força de arrasto é oposto ao da velocidade, o cálculo de v^2 é feito como $v|v|$, para capturar este sentido.

Vale notar que a densidade do ar ρ , a área A_b e o volume do balão V foram escritos como função da altitude z , assim como a área, volume e massa m em função da variável de controle u , porém no desenvolvimento das leis de controle, estes parâmetros serão considerados constantes para o intervalo

próximo à altitude de referência, pois possuem uma variação marginal que não afeta na dinâmica do sistema.

Apesar destes parâmetros não variarem de forma considerável para intervalos pequenos de altitude, a equação 5.2 ainda possui alta não-linearidade, o que apresenta um desafio no desenvolvimento de um sistema de controle.

5.2 Linearização

A tarefa de desenvolver uma arquitetura de controle para um sistema não-linear é extremamente complexa, muitas vezes é conveniente desenvolver uma série de sistema de controle lineares para diversos estados do sistema linearizados, pois partindo do princípio que a malha é robusta, e trabalha em função de manter o sistema próximo deste estado no qual foi obtida a linearização, o sistema tende a se manter dentro deste regime linear.

Como o objetivo do controle é manter o balão flutuando em uma determinada altitude z_{ref} , podemos linearizar o modelo nesta altitude, do qual pode-se analisar a estabilidade e controlabilidade. Para isto, é interessante escrever a equação em formato matricial, como um sistema de equações de primeira ordem, feito ao introduzir uma variável auxiliar $v = \dot{z}$.

$$\begin{cases} \dot{z} = v = f_1(z, v, u) \\ \dot{v} = -\frac{C_D \rho(z) A_b(z, u)}{2m(u)} v|v| - \frac{g}{m(u)} (m(u) - \rho(z) V(z, u)) = f_2(z, v, u) \end{cases} \quad (5.3)$$

O formato linearizado da equação é dado a partir da matriz Jacobiana do sistema, de acordo com a equação 5.4, levando em consideração também a influência da variável de controle u . Neste formato, considera-se uma mudança no sistema de coordenadas, no qual z é nulo na altitude de referência.

$$\begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial z} & \frac{\partial f_1}{\partial v} \\ \frac{\partial f_2}{\partial z} & \frac{\partial f_2}{\partial v} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u} \\ \frac{\partial f_2}{\partial u} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

As derivadas parciais são calculadas no ponto fixo do modelo, no qual $\dot{z} = \dot{v} = 0$.

$$\dot{z} = v_0 = 0 \quad (5.5)$$

$$\dot{v} = -\frac{g}{m} (m - \rho(z_0) V(z_0)) = 0 \Rightarrow m = \rho(z_0) V(z_0) \quad (5.6)$$

O ponto de equilíbrio é dado pelo ponto onde a densidade do balão é igual a da atmosfera, condizente com o esperado, dado que é o ponto onde o empuxo contrabalanceia o peso. Como este ponto a princípio não existe, pois o empuxo é maior que o peso em todo domínio, parte-se do princípio que este ponto será atingido de forma forçada pelo sistema de controle (a válvula e o sistema de lastro atuarão de forma com que o equilíbrio entre o peso e o empuxo seja atingido).

Determina-se então a matriz Jacobiana a partir das derivadas parciais. Será assumido que a densidade atmosférica é dada de acordo com 4.3.

$$\frac{\partial f_1}{\partial z} = 0 \quad (5.7)$$

$$\frac{\partial f_1}{\partial v} = 1 \quad (5.8)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial f_2}{\partial z} &= \frac{g}{m} \left(-\frac{g}{R_{ar}T(z_0)} \rho(z_0) V(z_0) + 4\pi \rho(z_0) r(z_0)^2 \frac{\partial r}{\partial z} \Big|_{z=z_0} \right) \\ &= g \left(-\frac{g}{R_{ar}T(z_0)} + 3 \frac{\partial \ln(r)}{\partial z} \Big|_{z=z_0} \right) \end{aligned} \quad (5.9)$$

$$\frac{\partial f_2}{\partial v} = 0 \quad (5.10)$$

Por simplificação, o resultado em 5.9 será simplesmente substituído por C_{21} .

Em relação às derivadas em relação ao sistema de controle, devido ao fato dos atuadores serem distintos em função do sentido de atuação, para tentar desenvolver um sistema o mais próximo do linear, pode-se projetar estes atuadores de forma que o sinal de controle atue de forma proporcional na dinâmica do sistema em ambos os sentidos. No caso do ponto fixo analisado, é o equivalente a dizer que o diferencial empuxo peso deve variar de forma proporcional tanto com o acionamento da válvula quanto do lastro.

$$\frac{\partial f_2}{\partial u} \Big|_{u^+} + = \frac{\partial f_2}{\partial u} \Big|_{u^-} \quad (5.11)$$

Onde

$$\frac{\partial f_2}{\partial u} \Big|_{u^+} = \frac{\partial}{\partial u} \left[\frac{g\rho(z_0)}{m} \left(V_0 - C_1 \int u dt \right) \right] = -\frac{g\rho(z_0)C_1}{m} u \quad (5.12)$$

$$\frac{\partial f_2}{\partial u} \Big|_{u^-} = \frac{\partial}{\partial u} \left[\frac{g\rho(z_0)V}{m_0 + C_2 \int u dt} \right] = -\frac{g\rho(z_0)VC_2}{m^2} u \quad (5.13)$$

Vale mencionar que em ambos os casos o sinal gera uma diminuição ou do volume ou da massa, porém convencionou-se que sinal positivo atua na válvula e negativo no lastro.

$$C_1 = \frac{1}{\rho(z_0)} C_2 \quad (5.14)$$

No qual o parâmetro C_1 pode ser obtido de 4.9 .

$$C_1 = C_{qf} \pi d_{spool}^2 \sqrt{\frac{2}{\rho_{oil}} (P_{in} - P)} \quad (5.15)$$

De 5.12 e 5.13 é possível ainda notar que devido a ação integradora do atuador na dinâmica do sistema, o processo de linearização irá considerar que o atuador não faz efeito no sistema, pois no ponto fixo a atuação do controlador deve ser nula $u = 0$, tornando 5.12 e 5.13 nulas. Sendo assim, a calibração do sistema PID não será feita seguindo procedimentos matemáticos clássicos, e sim empíricos.

O modelo linearizado pode então ser resumido a partir do modelo em espaço de estados em torno do ponto fixo $z = z_{ref}$ e $v = 0$ de acordo com as equação em 5.16.

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = A\mathbf{x} + B\mathbf{u} \\ \mathbf{y} = C\mathbf{x} + D\mathbf{u} \end{cases} \quad (5.16)$$

Onde

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} z \\ v \end{bmatrix} \quad (5.17)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ C_{21} & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.18)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} \quad (5.19)$$

5.3 Modelagem Computacional

Como já mencionado, um dos focos deste trabalho é de utilizar o *software* Hopsan para a modelagem do sistema de controle, por ter recursos capazes de tratar um modelo que combina tanto uma modelagem mecânica (referente à dinâmica das forças aplicadas na massa), quanto hidráulica (referente à válvula como atuador da arquitetura de controle), quanto lógica-matemática (referente à própria arquitetura de controle).

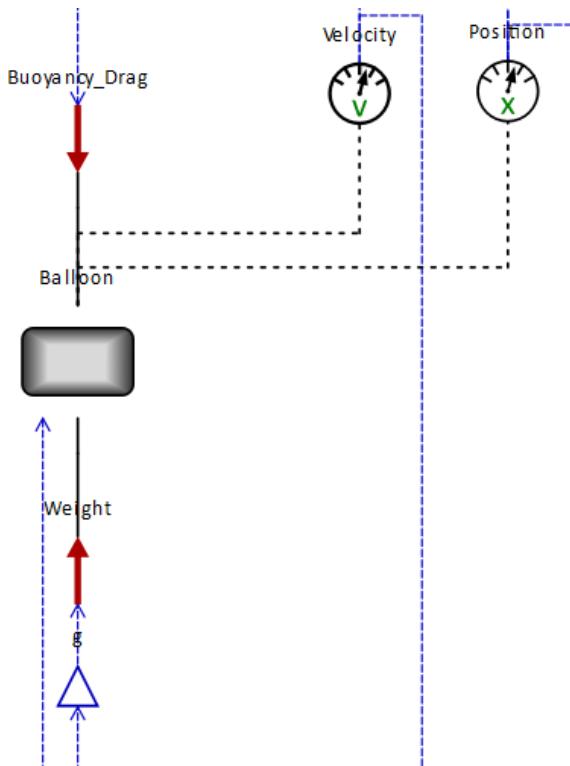
A ferramenta possui a possibilidade de desenvolver subsistemas, o que auxilia na organização do sistema, facilitando o entendimento de como as variáveis interligam. Tal recurso permite o desenvolvimento modular de subsistemas, que então se conectam em um modelo completo, descritos nesta seção.

5.3.1 Modelo Mecânico

Inicialmente, o modelo mecânico do balão seria considerado como 2 massas (representando o balão e a carga paga) conectadas por uma mola de alto coeficiente elástico (representando o cabo que conecta a carga paga ao balão), porém após algumas simulações preliminares, constatou-se que o cabo não somente atrapalha o sinal derivativo do controlador, como também não adiciona uma propriedade tão relevante ao movimento de longo período do balão. Sendo assim, como mencionado anteriormente, o problema foi simplificado para uma única massa concentrada, no qual são aplicadas as 3 forças: peso, empuxo e arrasto.

A massa do modelo é um *Input* obtido pela resposta do atuador de lastro, dado pela massa inicial do sistema subtraída da massa de lastro liberada, como será descrito no detalhamento do sistema de lastro.

Figura 8 – Modelo mecânico do balão em *Hopsan*.



Fonte: autor.

5.3.2 Modelo Atmosférico

A ferramenta conta com uma biblioteca *built-in* que simula os parâmetros atmosféricos, como um subsistema que recebe a altitude como entrada e retorna a pressão, temperatura, velocidade do som e a densidade.

No contexto deste trabalho, serão utilizados diretamente apenas a pressão atmosférica, alimentando a saída da válvula de controle e a pressão interna do balão (os detalhes referentes à motivação da utilização da pressão atmosférica para estimar a pressão interna no balão serão descritas em seguida), e a densidade do ar, para cálculo tanto da força de empuxo, quanto da força de arrasto.

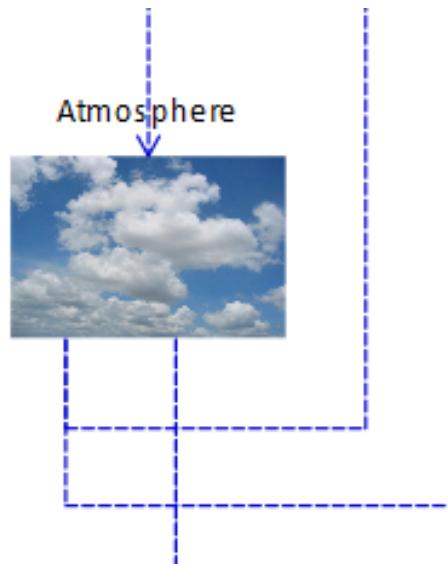
5.3.3 Subsistemas de Arrasto e Empuxo

Para facilitar a visualização, o cálculo do arrasto e do empuxo foram feitos em subsistemas, no qual o bloco de arrasto recebe os dados de coeficiente de arrasto, velocidade, densidade atmosférica e raio (consequentemente a área de referência) e o bloco de empuxo recebe o volume do balão e densidade.

5.3.4 Cálculo de Volume e Raio

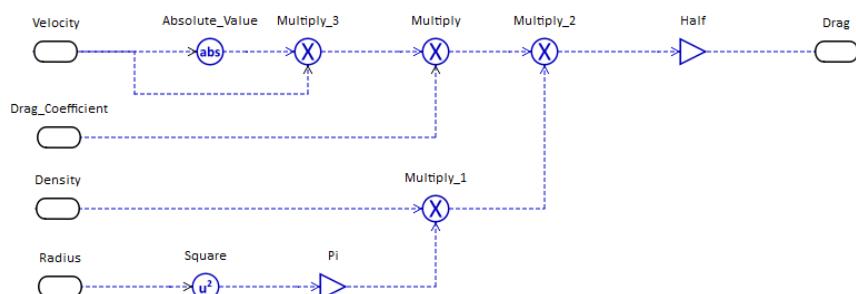
A determinação do raio e volume do balão para um dado instante em uma dada altitude pode ser obtido a partir da equação 4.8 e da Equação de Clapeyron dos gases ideias, no qual, resolvendo o

Figura 9 – Modelo atmosférico de biblioteca própria em *Hopsan*.



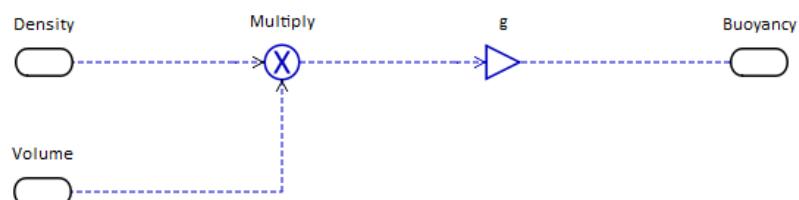
Fonte: autor.

Figura 10 – Subsistema de cálculo de arrasto no modelo em *Hopsan*.



Fonte: autor.

Figura 11 – Subsistema de cálculo de empuxo no modelo em *Hopsan*.



Fonte: autor.

sistema de equações 5.20 para P_{in} e r , partindo de dados já conhecidos do modelo e da atmosfera.

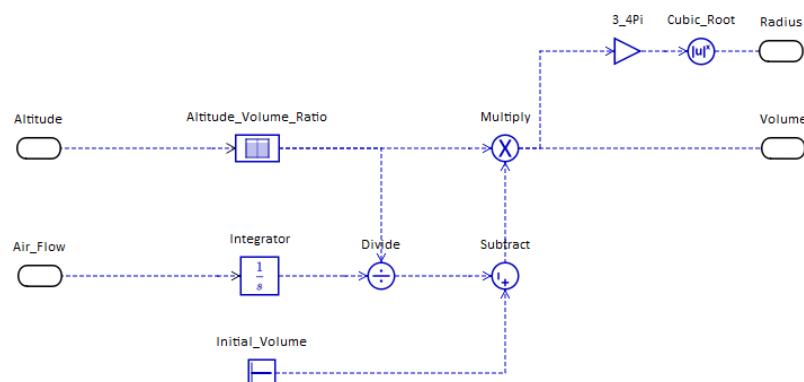
$$\begin{cases} P_{in} = \frac{nRT}{\frac{4}{3}\pi r^3} \\ P_{in} - P = 2\mu \frac{t_0}{r_0} \left[\left(\frac{r_0}{r} \right) - \left(\frac{r_0}{r} \right)^7 \right] \left[1 + \frac{1-\alpha}{\alpha} \left(\frac{r}{r_0} \right)^2 \right] \end{cases} \quad (5.20)$$

A proposta inicial de implementação deste modelo no Hopsan era usar a pressão interna como um elemento de fonte de pressão com valor calculado a partir da Equação de Clapeyron e a utilizar o diferencial de pressão para o cálculo do próprio raio. Devido a complexidade da equação 4.8, o cálculo de r seria feito através de uma *1DLookupTable*, porém há 2 problemas, o primeiro é que a relação não é injetora, ou seja, podem existir mais de 2 valores de r que resultam no mesmo diferencial de pressão, e o outro é que o *software* tem certas limitações em utilizar a *1DLookupTable* para resolver um sistema de equações. Em simulações realizadas, o resultado do sistema era sempre ou o limite inferior ou superior do domínio definido na tabela.

Por esta razão, a solução encontrada foi de escrever uma rotina em *MATLAB* (Apêndice A) que resolve o sistema de equações 5.20 para um intervalo de altitudes dentro do domínio esperado considerando uma quantidade fixa de gás. Esta razão é assumida se manter constante independente e da quantidade de gás (medida pelo número de mols).

Sendo assim, o volume é calculado a partir do volume inicial e do fluxo de saída de ar pela válvula. Como o *software* não conseguiria interpretar uma retroalimentação do próprio volume para subtrair o fluxo de ar e aplicar a razão detalhada acima, a forma utilizada foi de subtrair uma quantidade inversamente menor do fluxo de ar antes de amplificar o volume por esta razão. Por fim, o raio é determinado de forma bastante direta a partir do volume. Foi determinado utilizar os 2 como saída para facilitar, visto que alguns sistemas utilizam o raio/área e outros o volume.

Figura 12 – Subsistema de cálculo do volume e raio do balão em *Hopsan*.



Fonte: autor.

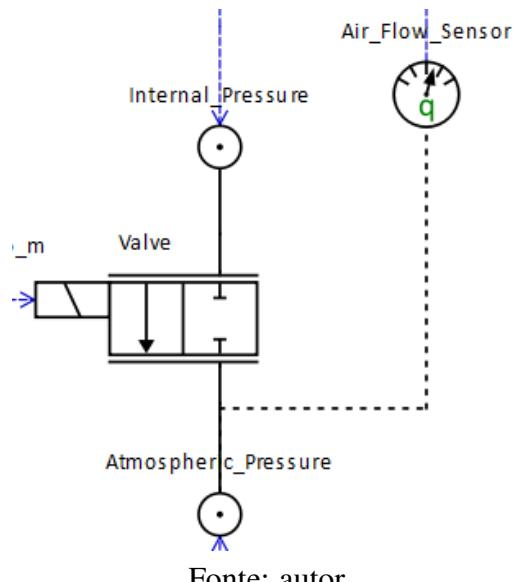
5.3.5 Válvula de Controle

O modelo utilizado para simular a válvula é do tipo válvula direcional 2/2 linear. Esta válvula conecta 2 portas, uma representando uma fonte de pressão externa (atmosférica) e outra representando a pressão interna do balão, que é calculada a partir do raio do balão e da pressão atmosférica, substituídos na equação 4.8, que foi simplificada por uma *1DLookupTable* calculada pela mesma rotina no *MATLAB* citada anteriormente, dentro do intervalo entre o raio mínimo (sem diferencial de pressão) e raio de ruptura.

A válvula recebe uma entrada do sinal do controlador, que indica o movimento do carretel interno dela, permitindo um aumento linear do fluxo de gás desde fechado (sinal ≤ 0) até seu ponto limite, para isto o sinal antes passa por um ganho, convertendo o sinal máximo (unitário, melhor detalhado em seguida) no tamanho deste carretel.

O fluxo de gás é medido em m^3/s por um sensor que alimenta o subsistema de cálculo do volume do balão.

Figura 13 – Modelo da válvula de controle em *Hopsan*.



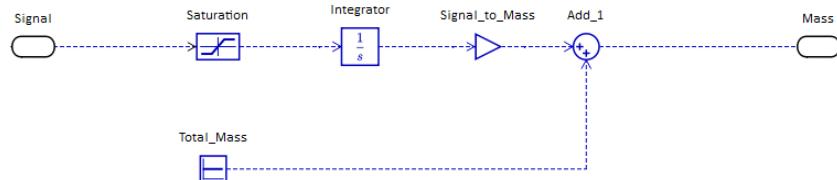
Fonte: autor.

5.3.6 Lastro de Controle

Assim como a válvula, o sistema de controle por lastro também recebe o mesmo sinal do controlador, que por sua vez passa por um filtro de saturação, o limitando apenas ao domínio negativo, no qual é interpretado que o balão deve fazer uma correção vertical para cima de sua trajetória.

A simulação da perda de massa é feita de forma "digital", calculada pela integral do sinal, amplificada por um fator de conversão para massa. Este fator será determinado de forma conjunta com os parâmetros do controlador, representando a medida de vazão do lastro.

Figura 14 – Modelo do sistema de controle por lastro em *Hopsan*.

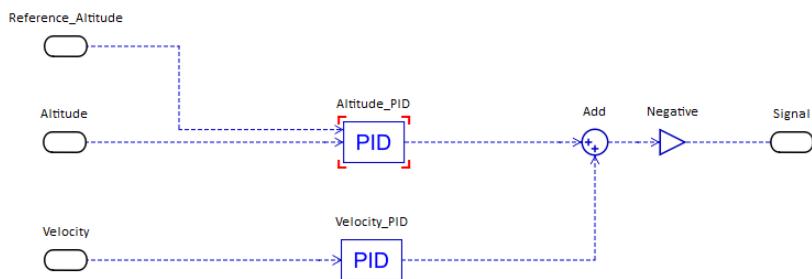


Fonte: autor.

5.3.7 Controlador

Como já mencionado, o controlador desenvolvido é do tipo PID, no qual foi utilizado das bibliotecas próprias do *software*. Inicialmente seria utilizado apenas um controlador que recebe o sinal de altitude do balão e a altitude de referência, porém após algumas simulações, verificou-se que seria fundamental a adição de um controlador que reage à velocidade de subida, visto que o elemento derivativo do controlador não atuava conforme esperado (um ganho proporcional à velocidade) e que controlar a velocidade (nula no estado de interesse) permitia atingir mais facilmente o equilíbrio hidrostático.

Figura 15 – Modelo do controlador em *Hopsan*.



Fonte: autor.

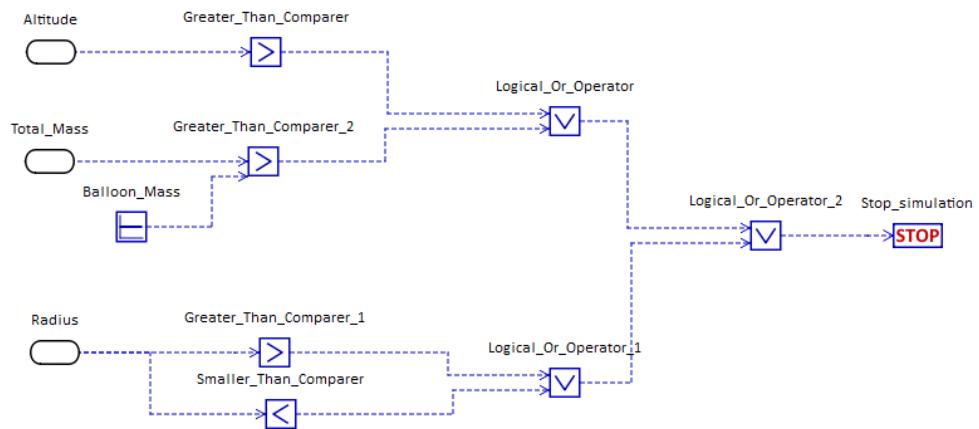
5.3.8 Condição de Parada

Dado que em nenhum ponto foi determinado uma forma de sensibilizar o fenômeno de ruptura de balão, ou de condições que divergem do escopo normal esperado dos resultados, como a altitude ou o raio do balão não poderem ser negativos, foi criada uma seção lógica apenas com o propósito de parar a simulação se alguma das seguintes condições são atendidas.

- Raio e volume negativos
- Balão atinge o chão (altitude nula ou negativa)
- Ruptura do balão (raio maior que especificado como máximo)

- Escassez do lastro

Figura 16 – Subsistema com condições de parada.

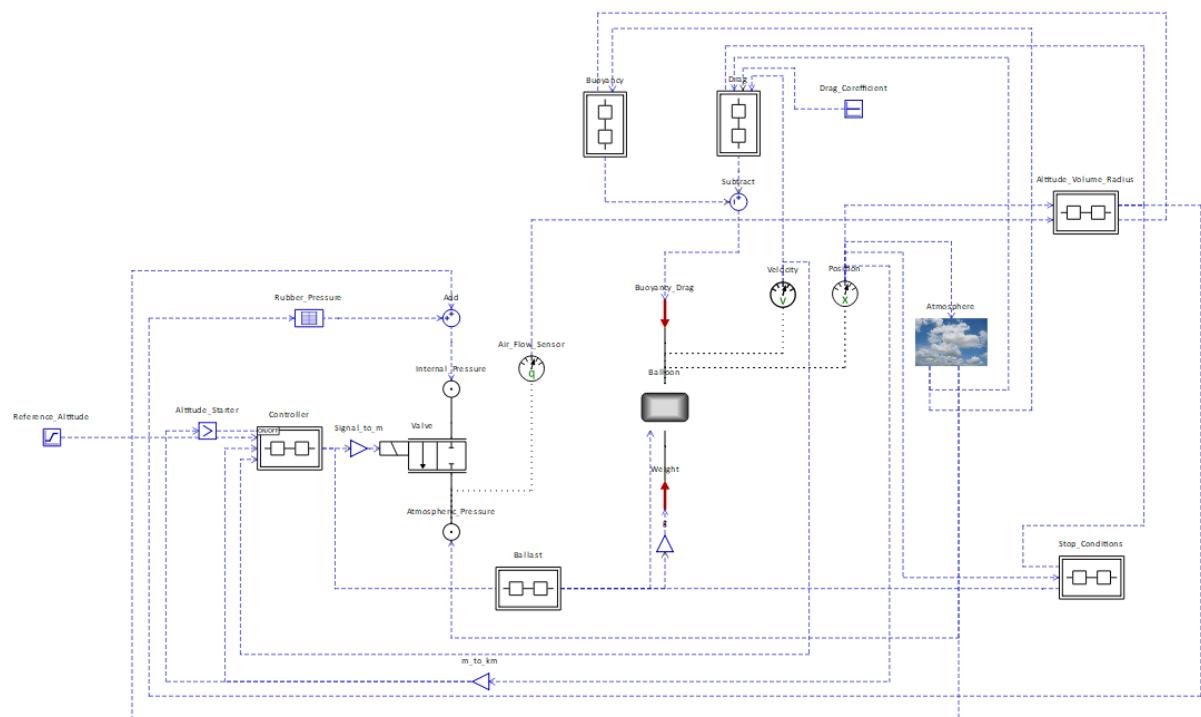


Fonte: autor.

5.3.9 Modelo Completo

Unindo os componentes descritos acima, chega-se no modelo final do sistema de controle do balão em *Hopsan*.

Figura 17 – Modelo completo do balão em *Hopsan*.



Fonte: autor.

6 RESULTADOS

6.1 Parâmetros Gerais

Após ter todo o sistema modelado, o primeiro passo para começar as simulações e a calibração dos parâmetros do sistema de controle, é o de determinar todos os parâmetros do modelo.

As especificações do balão 1 foram obtidas dos modelos Kaymont KCI-800 e HAB-800m, da série *TX Series Meteorological Balloon*, produzidos pela empresa aeroespacial americana *Kaymont Consolidated Industries*, com o propósito de atender missões educacionais e que atingem a altitude desejada, que por sua vez, foi definida a partir dos requisitos das missões planejadas pelo grupo extracurricular Zenith, dentro dos limites especificados pela empresa. Nestas especificações não consta a espessura do balão não inflado, nem sua densidade, logo esta espessura foi estimada a partir da equação 6.1, considerando o balão feito de látex natural com 65% de conteúdo seco, com densidade obtida de [13] para uma temperatura de 25 °C.

$$\frac{m_b}{4\pi r_0^2 t_0} = \rho_b \quad (6.1)$$

Tabela 1 – Especificações do balão

Parâmetro	Símbolo	Unidade	Valor
Massa do balão	m_b	[kg]	0.8
Massa da carga paga	m_p	[kg]	1-3
Raio não inflado	r_0	[m]	0.585
Raio de lançamento	r_i	[m]	0.75
Raio de ruptura	r_b	[m]	3.5
Densidade do látex	ρ_l	[kg/m ³]	1097
Espessura do balão vazio	t_0	[mm]	0.17

Fonte: [14].

A carga paga será definida inicialmente como $m_p = 2.5\text{kg}$, em análises de robustez do modelo realizadas posteriormente serão consideradas variações neste peso.

Em relação ao modelo elástomérico de Mooney-Rivlin [10], equacionado em 4.8, os parâmetros μ e α foram obtidos de I. Müller e P. Strehlow [15], que estudam o caso específico de balões de látex.

Tabela 2 – Parâmetros do modelo Mooney-Rivlin do balão.

Parâmetro	Unidade	Valor
μ	[kPa]	300
α	[adim]	10/11

Fonte: [15]

Por fim, basta determinar os parâmetros relacionados às variáveis de controle, lembrando que para representar um modelo de controle mais simétrico em relação à direção de atuação, a equação 5.14.

Os parâmetros da válvula foram estimados a partir de dados obtidos de [2] e calibrados a partir de simulações, de forma com que mesmo atingindo o nível de sinal máximo e consequente máximo fluxo de gás pela válvula, o conteúdo do balão não se esgotasse rápido. Para uma altitude de controle de $z_{ref} = 25\text{ km}$, têm-se os seguintes parâmetros da válvula e sistema de lastro apresentados na tabela 3.

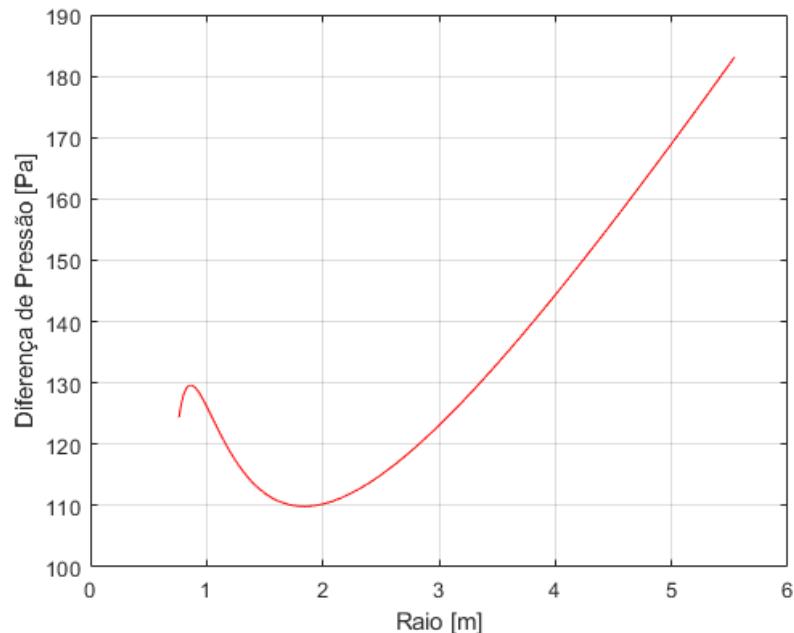
Tabela 3 – Parâmetros da válvula e sistema de lastro.

Parâmetro	Símbolo	Unidade	Valor
Coeficiente de fluxo	C_q	[adim]	100
Densidade do óleo	ρ_{oil}	[kg/m^3]	870
Diâmetro do carretel	d_{spool}	[mm]	10
Fração do diâmetro do carretel	f	[adim]	0.5
Máximo deslocamento do carretel	x_{max}	[mm]	10
Coeficiente de liberação de gás	C_1	[dm^3/s]	8.01
Coeficiente de liberação de lastro	C_2	[g/s]	0.32
Massa de lastro	m_c	[kg]	0.9

Fonte: [2]

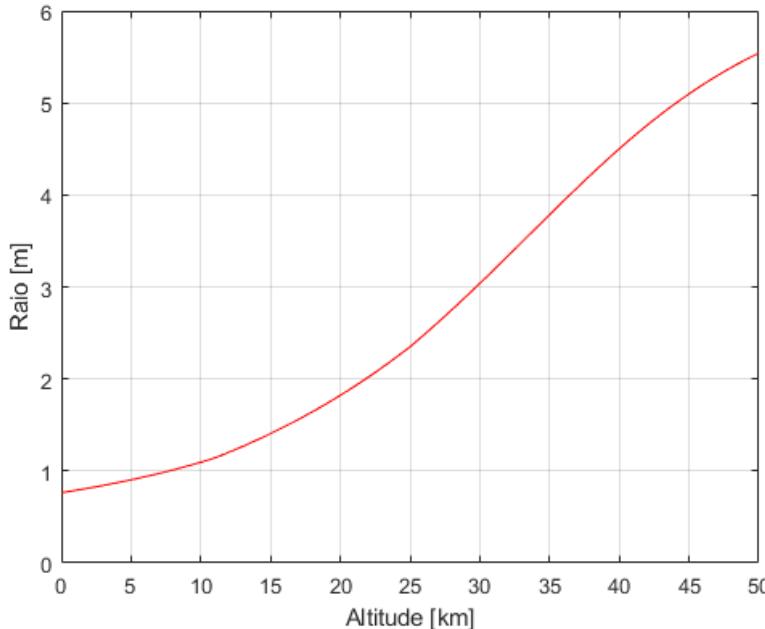
Com os parâmetros é possível traçar os gráficos 18 e 19 que apresentam as relações elastoméricas do balão, como a função da pressão interna para um dado raio, e do raio em função da altitude (dada uma quantidade fixa de gás no interior), respectivamente.

Figura 18 – Diferencial de pressão em função do raio do balão inflado.



Fonte: autor.

Figura 19 – Raio do balão em função da altitude.



Fonte: autor.

6.2 Análise de Estabilidade

A estabilidade do modelo próximo à região de referência pode ser averiguada a partir da equação 5.16. De acordo com [12], a estabilidade de um sistema dinâmico linear está relacionada ao posicionamento dos autovalores da matriz A em 5.16 no plano complexo.

Calculando o parâmetro C_{21} de A de acordo com 5.9, chega-se na matriz 6.2, que possui dois autovalores $\lambda_1 = -0.007859$ e $\lambda_2 = 0.007859$.

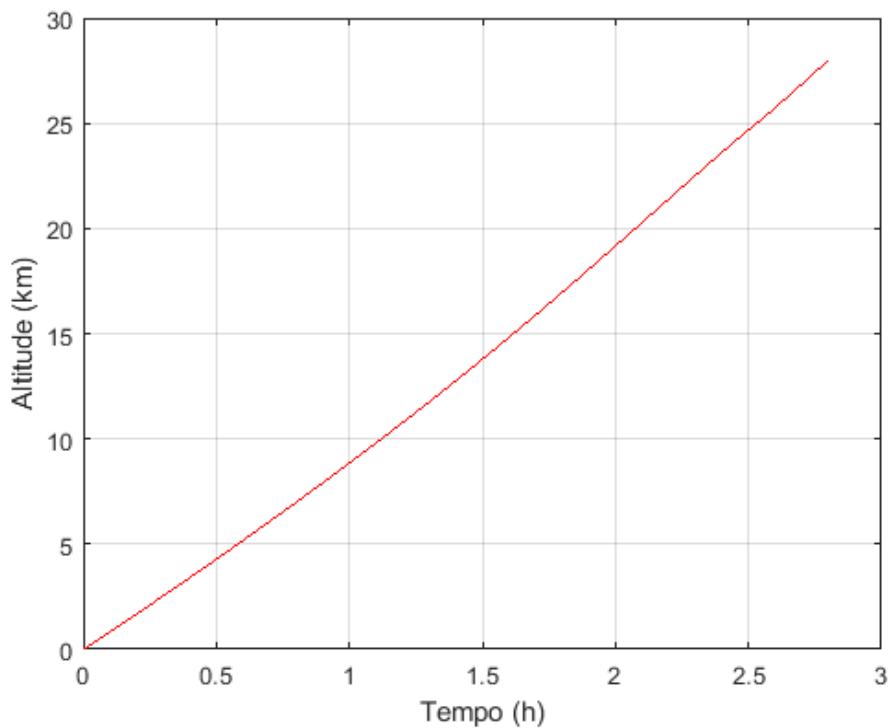
$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 6.176 \cdot 10^{-5} & 0 \end{bmatrix} \quad (6.2)$$

Ambos os autovalores são reais, indicando que a dinâmica do sistema não tem uma característica oscilatória. Ainda, apesar de um dos autovalores ser negativo, o outro positivo torna a dinâmica do sistema instável, no qual a tendência é a divergência exponencial do equilíbrio.

Rodando uma simulação do modelo com o controlador desligado é possível obter uma noção da trajetória do balão não controlado, tanto para análise de sua dinâmica quanto para o entendimento do problema e da necessidade deste projeto e velocidade de subida para desenvolvimento de uma trajetória base. As figuras 20, 21, 22 e 23 mostram a variação de alguns parâmetros de interesse ao longo da trajetória.

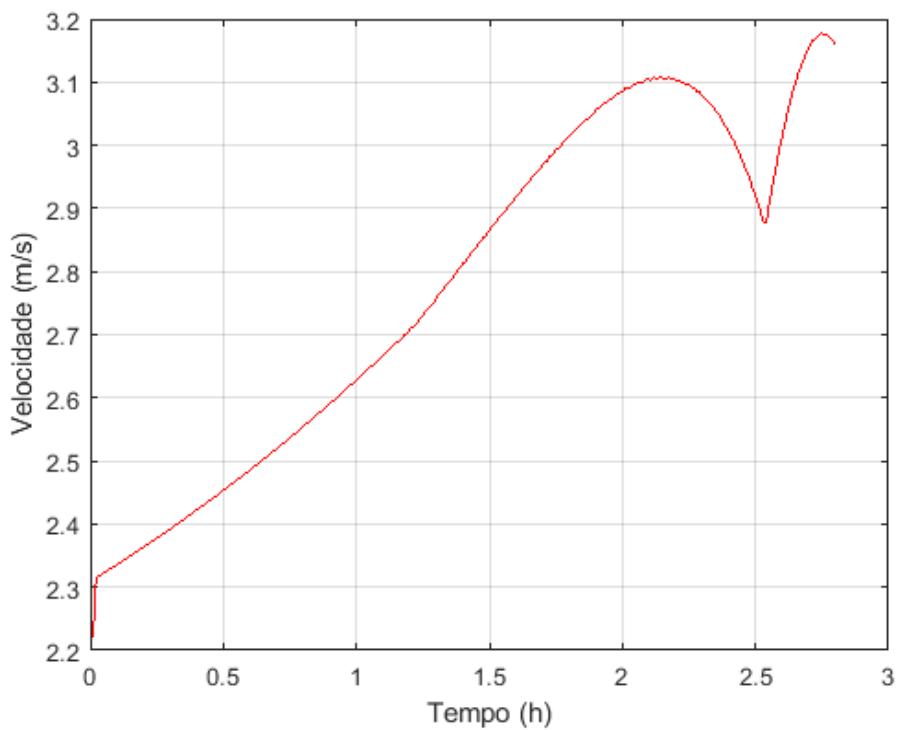
Como previsto, o balão simplesmente sobe de maneira não controlada com velocidades entre 2.5 m/s e 3 m/s até atingir o raio de ruptura, no qual a simulação suspende. Na tabela 4 são compilados os dados relevantes estimados da simulação, que servirão como base de comparação para a calibração do controlador.

Figura 20 – Altitude do modelo não controlado em *Hopsan*



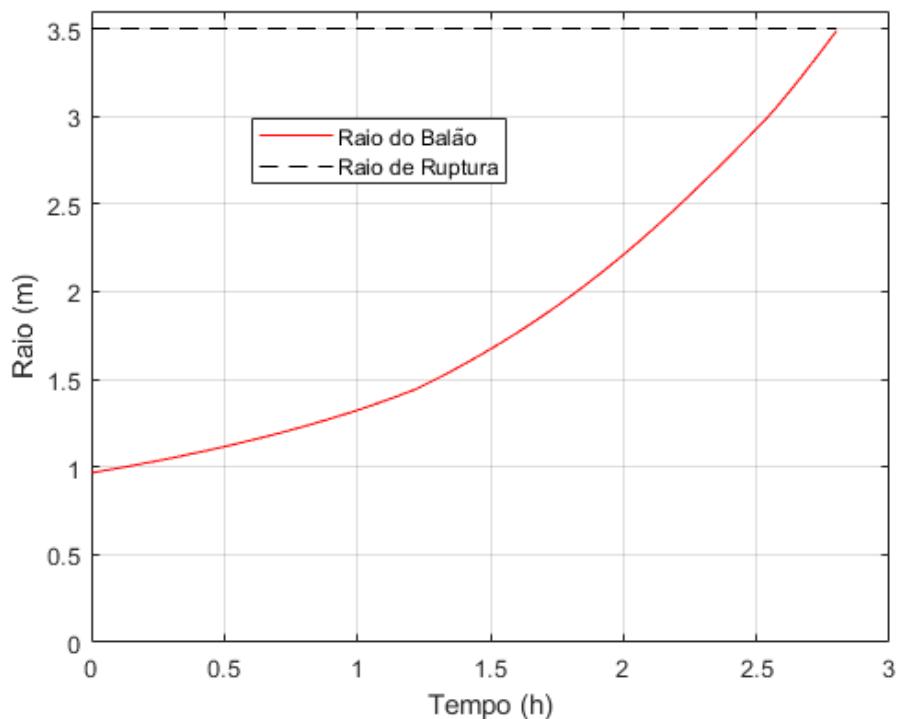
Fonte: autor.

Figura 21 – Velocidade do modelo não controlado em *Hopsan*



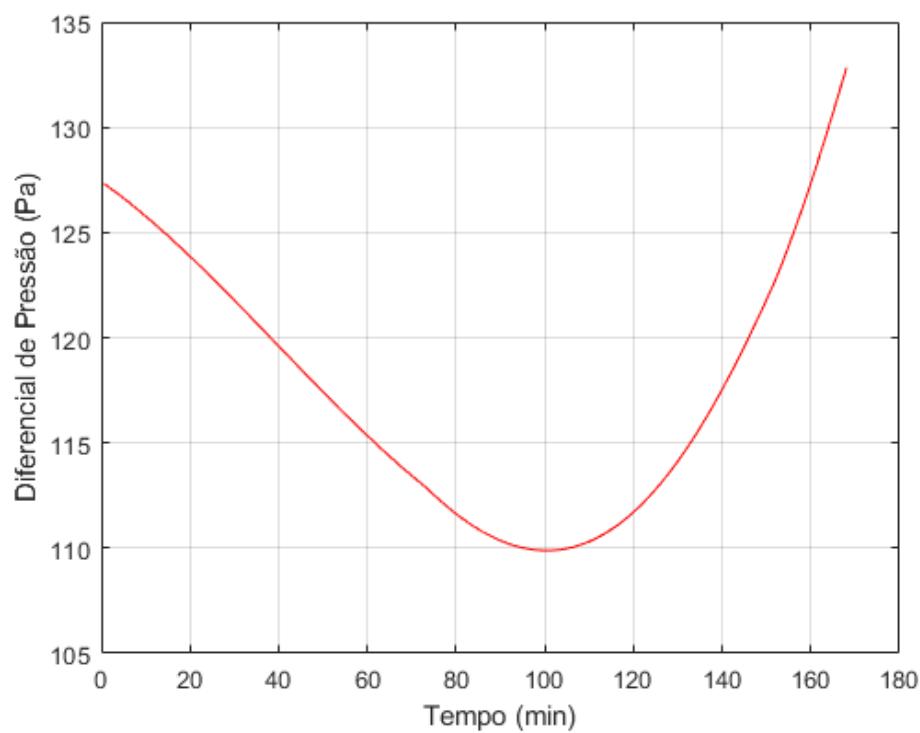
Fonte: autor.

Figura 22 – Raio do modelo não controlado em *Hopsan*



Fonte: autor.

Figura 23 – Diferencial de pressão interno e externo do modelo não controlado em *Hopsan*



Fonte: autor.

Tabela 4 – Parâmetros da simulação do caso não controlado.

Parâmetro	Valor
Altitude Máxima	28.0 <i>km</i>
Tempo de Voo	2.80 <i>h</i>
Velocidade Média	2.78 <i>m/s</i>
Raio Máximo	3.49 <i>m</i>
Diferencial de Pressão Médio	117.1 <i>Pa</i>

Fonte: autor.

6.3 Calibração do Controlador

Como mencionado anteriormente, a calibração do controlador será feita de forma empírica, através de simulações iniciais do modelo exato, no qual serão estimadas algumas métricas de desempenho da resposta, para as 3 arquiteturas determinadas: P, PD e PID.

Para determinar a trajetória de referência, com base nos dados da tabela 4 pode-se definir arbitrariamente uma subida inicial à velocidade constante de 2.5 *m/s* até a altitude desejada de 25 *km*, no qual passa a ser constante.

6.3.1 Controlador P

Neste caso será considerado apenas um ganho proporcional ao erro entre a altitude real e a de referência. Para manter os ganhos em ordens de grandeza pequenas (entre 0.01 e 100), a altitude será mensurada em *km*.

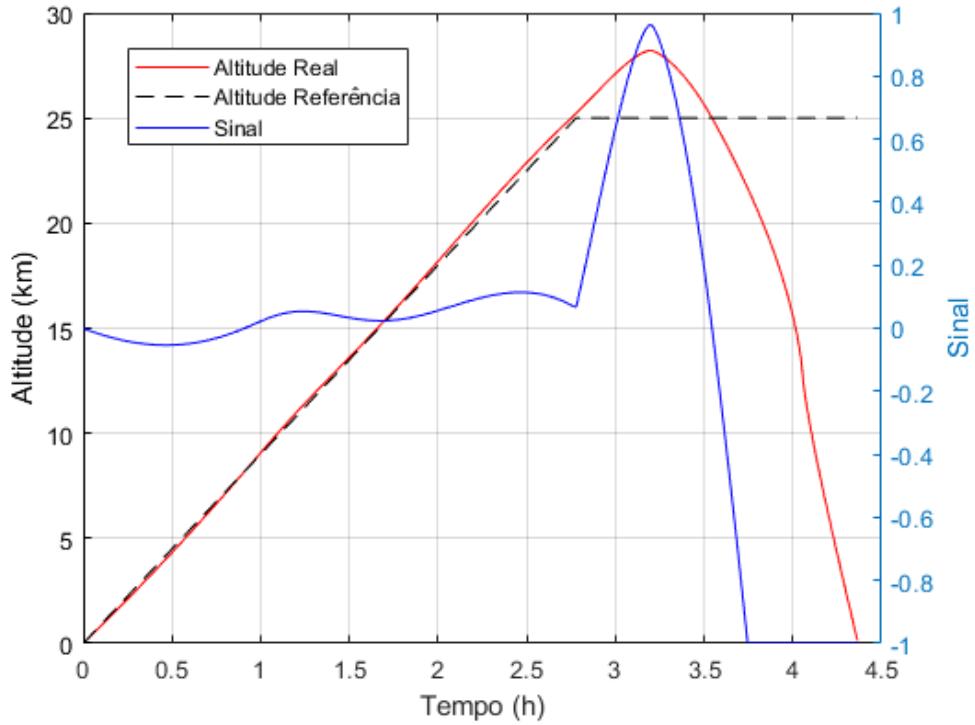
Partindo de um ganho de 0.1, o controlador não tem potência suficiente para alterar a trajetória antes de atingir a altitude em que o raio ultrapassa o raio máximo. Diminuindo gradualmente, chega-se em um ganho de 0.3, no qual ainda que o controlador consiga reverter o movimento do balão antes da ruptura, o movimento é muito súbito, a válvula perde muito gás, e o controlador não consegue reverter o movimento de queda.

Na figura 24, verifica-se o cenário descrito pela altitude real contra a de referência. No mesmo gráfico é desenhado no eixo da direita a intensidade do sinal do controlador. Nas figuras 25 e 26 são desenhados o raio e volume de gás liberado, e a massa total do sistema, respectivamente.

O controlador consegue manter a trajetória durante a subida, no qual apenas pequenas correções são necessárias pois a dinâmica natural do balão tende a seguir este caminho, porém no momento que a trajetória muda para uma altitude constante o controlador atua de forma muito intensa e diminui o empuxo de forma irrecuperável.

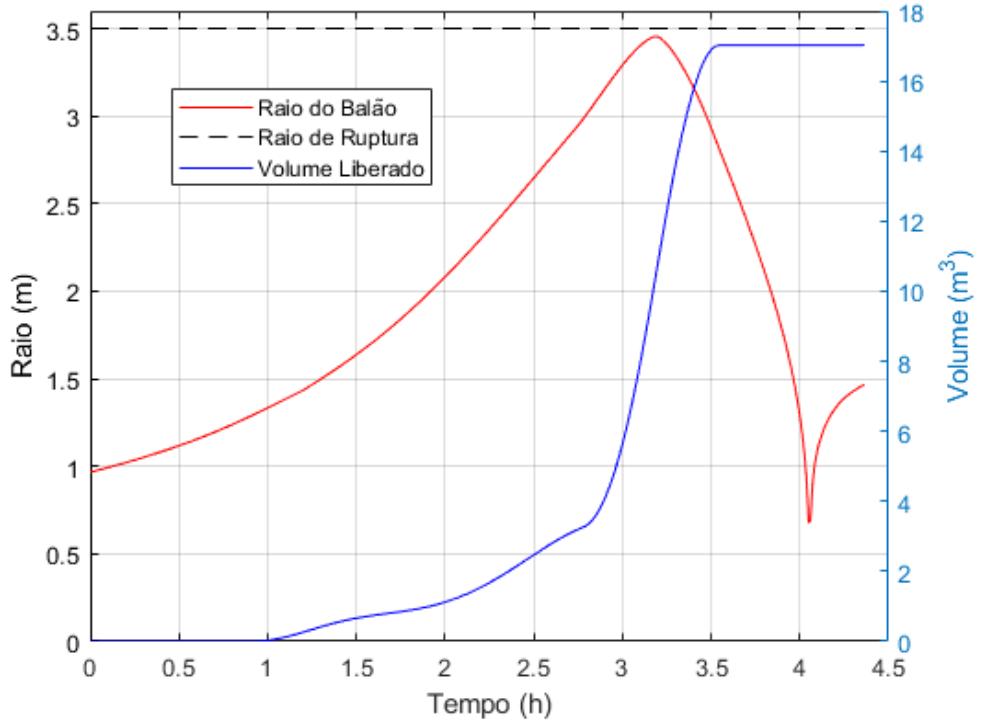
A resposta, apesar de prolongar o período de voo (subida e flutuação), não é satisfatória, visto que o controlador simplesmente age como um "prorrogador" da ruptura do balão. Como o sistema não possui uma resposta característica transitória e de regime permanente, apenas as estatísticas apresentadas na tabela 5 são calculadas.

Figura 24 – Resposta do modelo controlado por uma arquitetura proporcional.



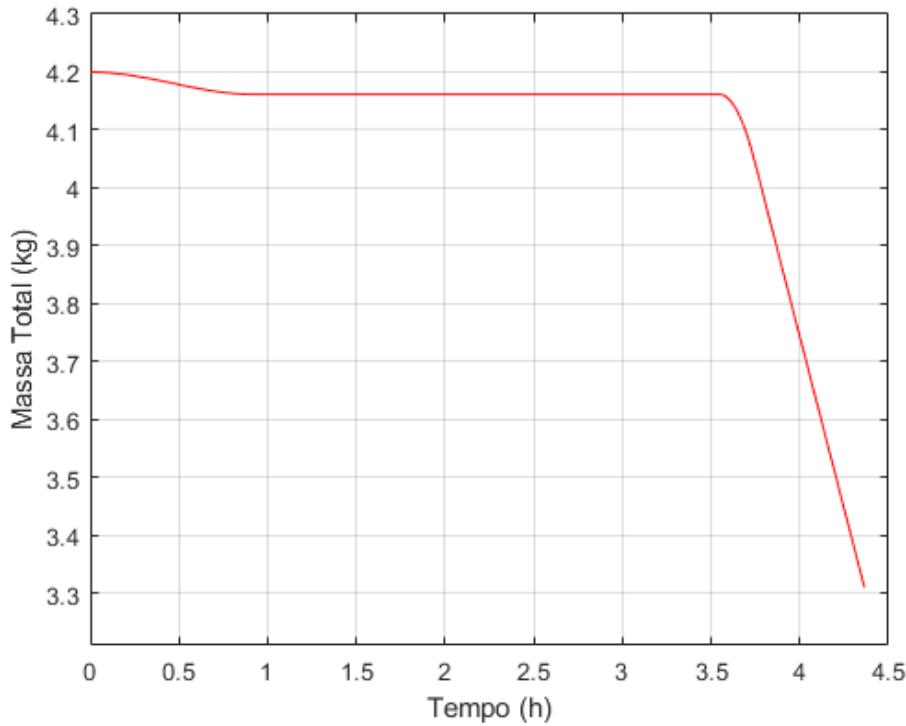
Fonte: autor.

Figura 25 – Raio do balão (eixo esquerdo) e volume liberado pela válvula (eixo direito) com controlador P.



Fonte: autor.

Figura 26 – Massa total do sistema considerando liberação de lastro com controlador P.



Fonte: autor.

Tabela 5 – Parâmetros da simulação do caso com controlador P.

Parâmetro	Valor
Altitude Máxima	28.21 km
<i>Overshoot</i>	12.8 %
Tempo de Voo	4.36 h
Raio Máximo	3.45 m
Volume de Gás Liberado	17.02 m ³
Massa de Lastro Liberada	889.2 g

Fonte: autor.

Na figura 25, nota-se que próximo ao momento de maior altitude, a válvula libera uma quantidade excessiva de gás e pela tabela 5 que para tentar recuperar a altitude, o sistema de lastro libera praticamente toda a quantidade reservada (cerca de 89 %). Talvez para uma quantidade de carga paga menor o controlador conseguiria chegar de forma razoável em um balanço, porém dado que a subida seria mais íngrime, ainda teria o problema de uma liberação súbita de gás.

6.3.2 Controlador PD

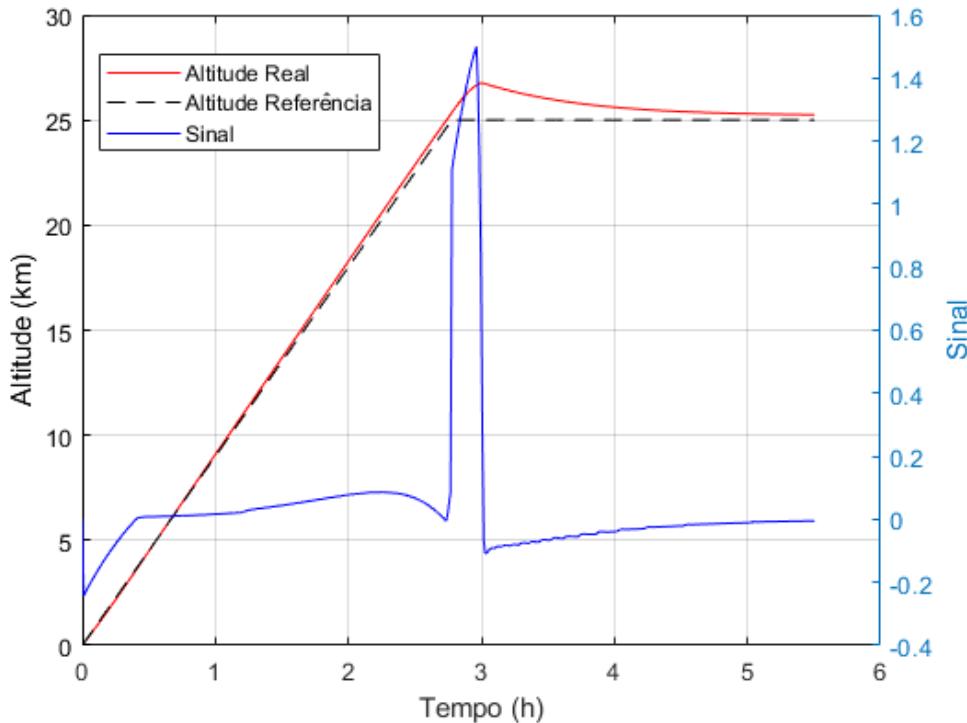
Visto que um controlador puramente proporcional em função do erro da altitude não é suficiente para controlar o sistema, adiciona-se um componente no sinal proporcional à velocidade de erro da altitude. Como visto no capítulo 5, o sinal derivativo será simulado diretamente a partir da velocidade

do balão, que por sua vez será comparada com a derivada temporal da trajetória referência (uma função do tipo *step* com valor inicial 2.5 m/s , decaindo para 0 em $t = 10000\text{ s}$).

A calibração do ganho derivativo é baseada em um balanço entre controlar o *overshoot* e o erro de regime estacionário. Dado que a altitude de referência não está muito longe da altitude limite de ruptura do balão, é importante manter um *overshoot* moderado. O valor balanceado de ganho determinado foi de 0.5 .

Na figura 27 é apresentada a resposta da altitude em comparação com a altitude de referência, enquanto nas figuras 28 e 29 são apresentados os parâmetros dos atuadores, a resposta foi limitada ao tempo de acomodação, dado pelo tempo necessário para o erro de altitude ser consistentemente menor que 1% .

Figura 27 – Resposta do modelo controlado por uma arquitetura PD.

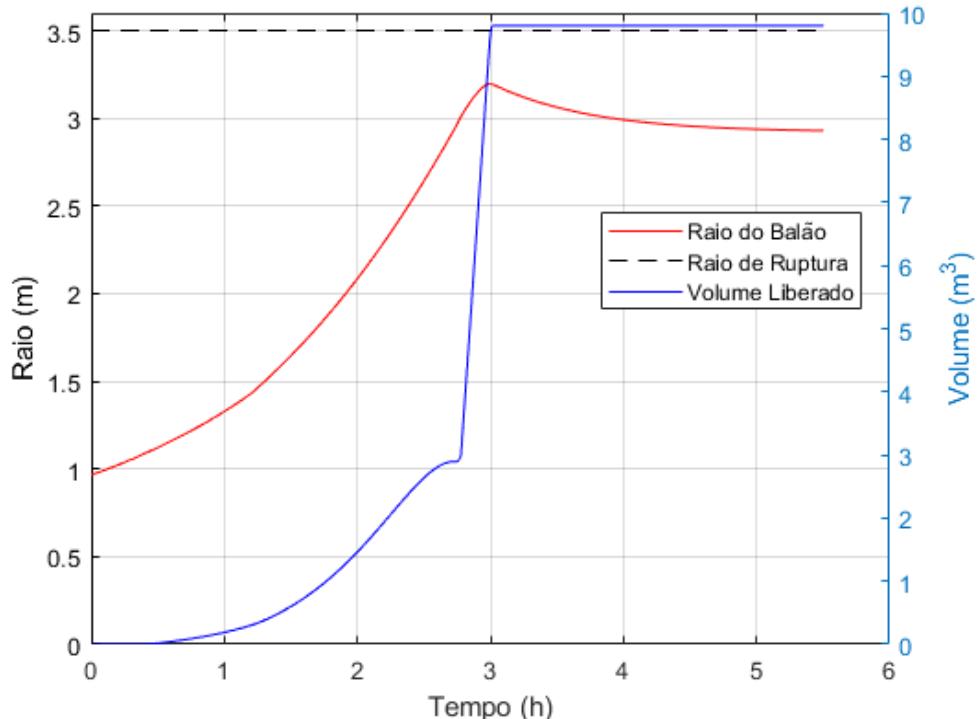


Fonte: autor.

Da figura 27, nota-se que no momento em que há a mudança de trajetória, o sinal de controle atua de forma intensa e concentrada por conta do elemento derivativo, alterando o volume do balão quase que perfeitamente de forma que o empuxo contrabalanceie o peso, por conta do alto erro na velocidade. A partir do momento que a velocidade de subida é controlada, o sinal diminui consideravelmente apenas estabilizando as pequenas divergências seguintes.

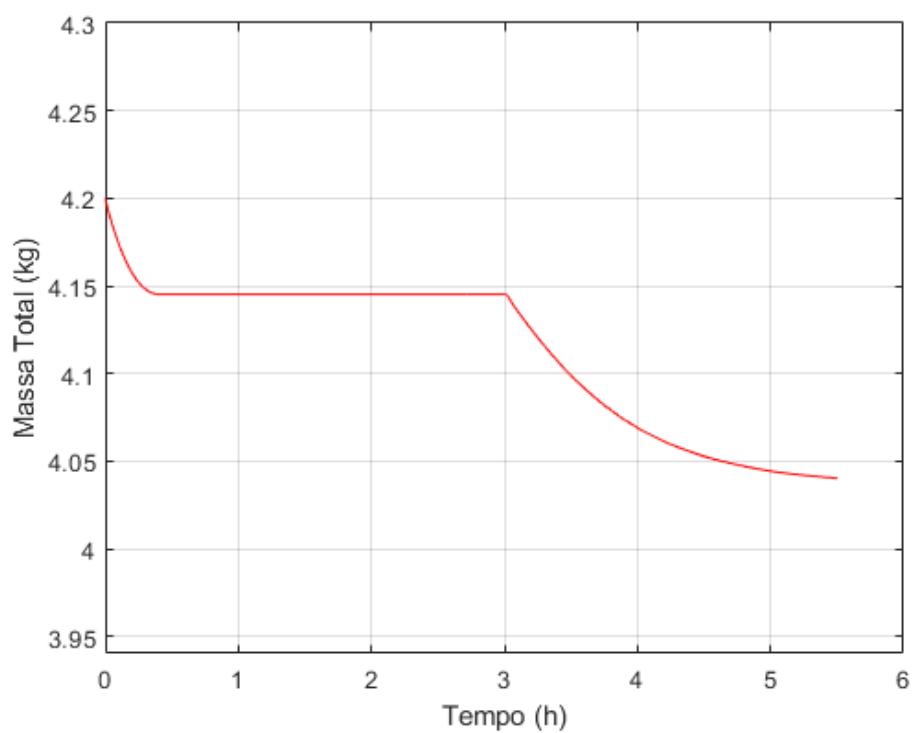
O ganho derivativo desempenhou um papel extremamente relevante atuando de forma a suspender o movimento de subida, mantendo o balão a princípio flutuando de forma indefinida e otimizando a utilização dos atuadores. Apesar de pequeno, uma das falhas do controlador PD é de gerar um erro de regime estacionário. No contexto do balão, não há praticamente nenhum malefício em manter

Figura 28 – Raio do balão (eixo esquerdo) e volume liberado pela válvula (eixo direito) com controlador PD.



Fonte: autor.

Figura 29 – Massa total do sistema considerando liberação de lastro com controlador PD.



Fonte: autor.

Tabela 6 – Parâmetros da simulação do caso com controlador PD.

Parâmetro	Valor
Altitude Máxima	26.76 km
<i>Overshoot</i>	7.0 %
Erro de Regime Estacionário	210 m
Tempo de Acomodação	5.50 h
Raio Máximo	3.20 m
Volume de Gás Liberado	9.80 m ³
Massa de Lastro Liberada	159.0 g
Raio Final	2.92 g
Massa Total Final	4.04 kg

Fonte: autor.

o balão estável em uma altitude ligeiramente distinta, o único eventual problema será ao introduzir ruído nas forças e leitura dos sensores, no qual não há nenhum elemento que garanta uma diminuição consistente do erro.

6.3.3 Controlador PID

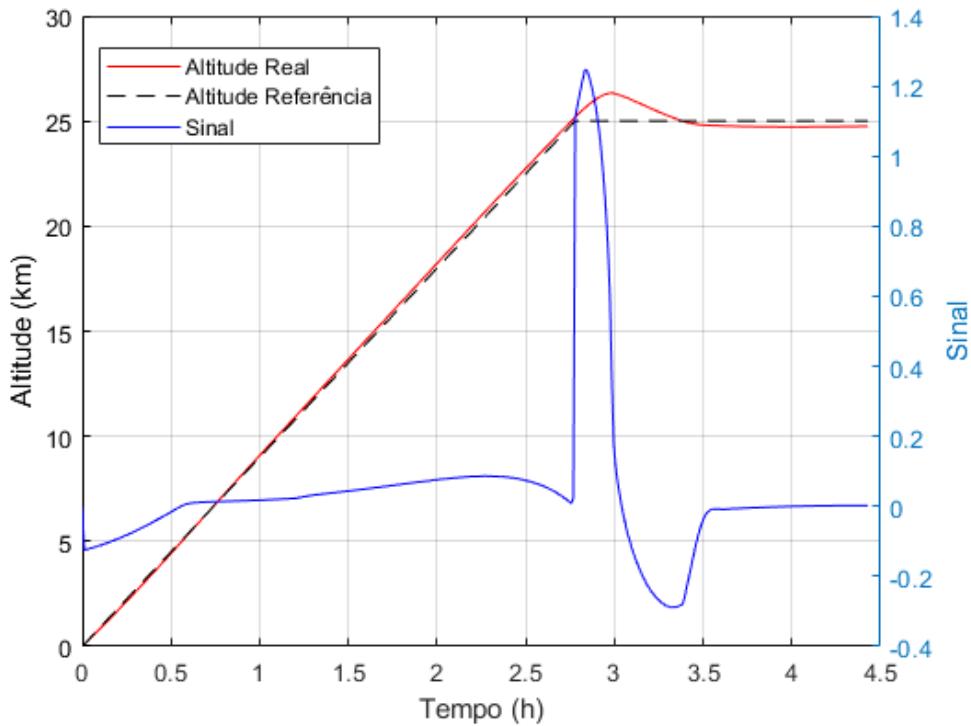
Na tentativa de neutralizar o erro de regime estacionário é interessante a utilização de um elemento integrativo, aplicado ao erro da altitude. Visto que a resposta do controlador PD foi bastante satisfatória, a introdução deste elemento será feita para avaliar se de fato contribui aprimorando as métricas de resposta e redução da utilização dos elementos de controle, e posteriormente se auxilia na estabilização na adição de ruídos.

A calibração do ganho integrativo é feita de forma a tentar diminuir o tempo de acomodação e *overshoot*, sem adicionar sinais muito fortes. Como a natureza do controlador integrativo implica em valores tipicamente altos, inicia-se a calibração do ganho por 0.01. Após algumas simulações, chega-se no valor 0.00005.

Na figura 30 é apresentada a resposta da altitude em comparação com a altitude de referência, enquanto nas figuras 31 e 32 são apresentados os parâmetros dos atuadores.

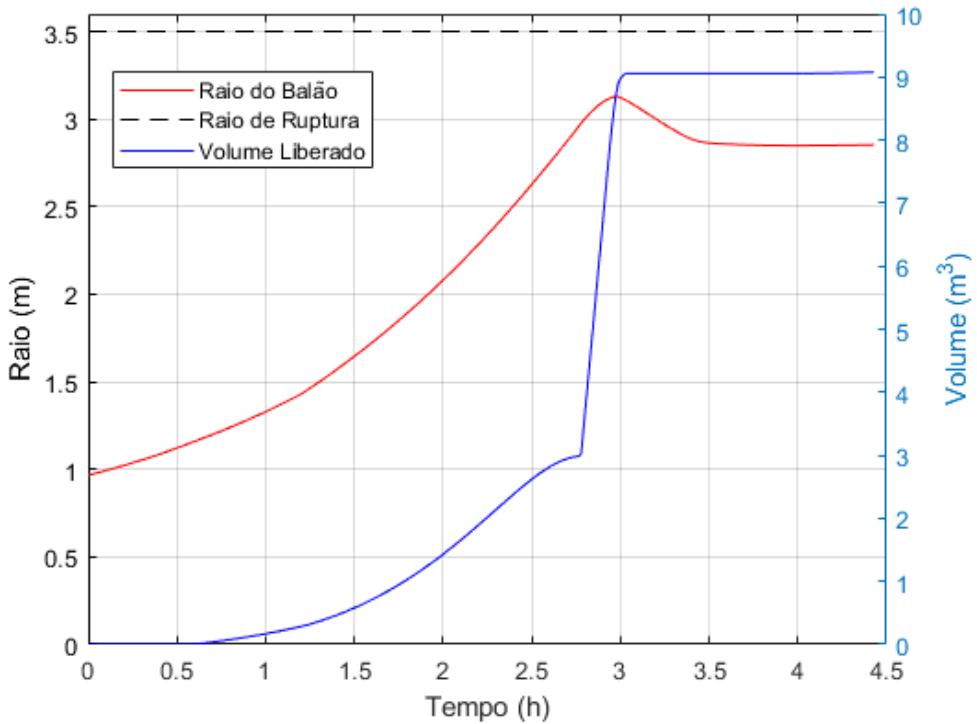
Similar ao resultado obtido pelo controlador PD, na mudança da trajetória o sinal gerado pelo elemento derivativo é intenso, porém neste caso é possível verificar o efeito oscilatório, no qual o erro diminui mais rapidamente as custas deste tipo de movimento.

Figura 30 – Resposta do modelo controlado por uma arquitetura PID.



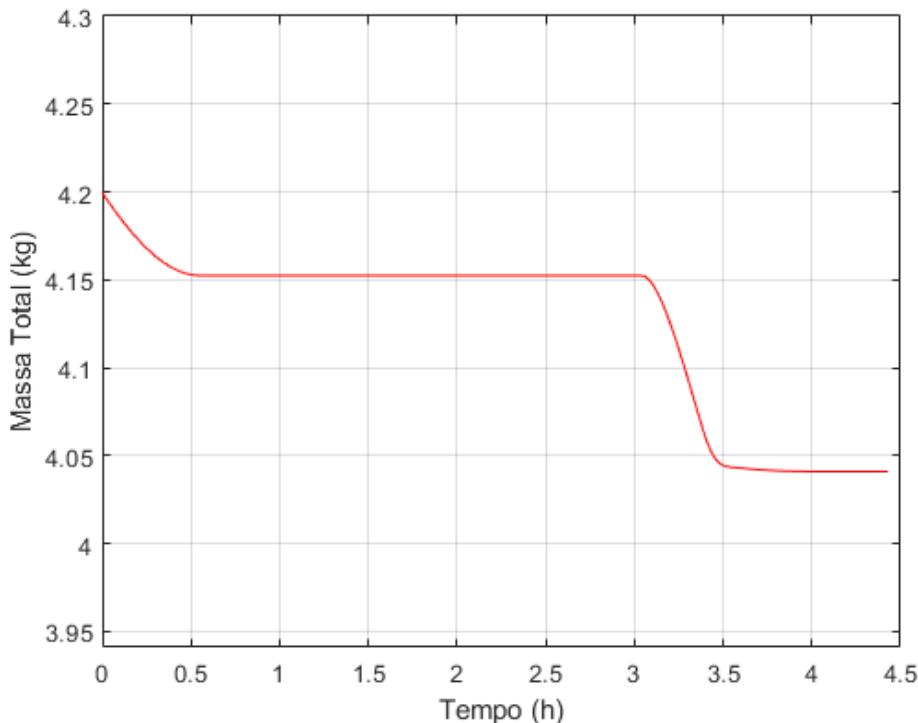
Fonte: autor.

Figura 31 – Raio do balão (eixo esquerdo) e volume liberado pela válvula (eixo direito) com controlador PID.



Fonte: autor.

Figura 32 – Massa total do sistema considerando liberação de lastro com controlador PID.



Fonte: autor.

Tabela 7 – Parâmetros da simulação do caso com controlador PD.

Parâmetro	Valor
Altitude Máxima	26.34 km
<i>Overshoot</i>	5.4 %
Erro de Regime Estacionário	0 m
Tempo de Acomodação	4.43 h
Raio Máximo	3.13 m
Massa de Lastro Liberada	159.0 g
Raio Final	2.83 m
Massa Total Final	4.04 kg

Fonte: autor.

Como esperado, a adição do elemento integrativo conseguiu anular o erro de regime estacionário, ainda foi capaz de aprimorar tanto o tempo de acomodação quanto a diminuição do *Overshoot* e utilização dos recursos dos atuadores.

6.4 Análise de Robustez

Como esperado, o controlador desempenha de forma bastante satisfatória dentro de um regime determinístico, no qual todas as variáveis, parâmetros e dados são conhecidos de forma perfeita. Em

um modelo real existem incertezas provenientes de diversas fontes, no caso deste modelo algumas destas fontes podem ser:

- Ventos (tanto componentes verticais quanto forças aerodinâmicas por componentes laterais);
- Incertezas em medidas (volume, massa, espessura do balão);
- Fenômenos não modelados (radiação solar, diferenças de modelos, etc.);
- Ruídos nos sensores (altitude, velocidade, deslocamentos dos atuadores, etc.).

Para isto, aos modelos de controlador PD e PID serão adicionados ruídos gaussianos aos sensores relacionados à medição de altitude e velocidade (apenas na leitura deles feita pelo controlador, visto que a princípio o cálculo de parâmetros que são função destas variáveis teoricamente são determinísticos), além de forças geradas por distúrbios externos, na tentativa de simular efeitos aerodinâmicos de ventos.

Todos os ruídos serão variáveis gaussianas aleatórias com média nula e desvio padrões dados na tabela 8, de acordo com a magnitude de cada variável.

Tabela 8 – Ruídos aleatórios aplicados no sensoriamento e forças externas.

Parâmetro	Desvio Padrão
Altitude	200 m
Velocidade	0.1 m/s

Fonte: autor.

Nas figuras 33 e 36 são traçadas as respostas respectivamente dos modelos com controlador PD e PID com os ruídos e distúrbios mencionados, enquanto nas figuras 34, 35, 37, 38, são apresentados os parâmetros dos recursos dos atuadores.

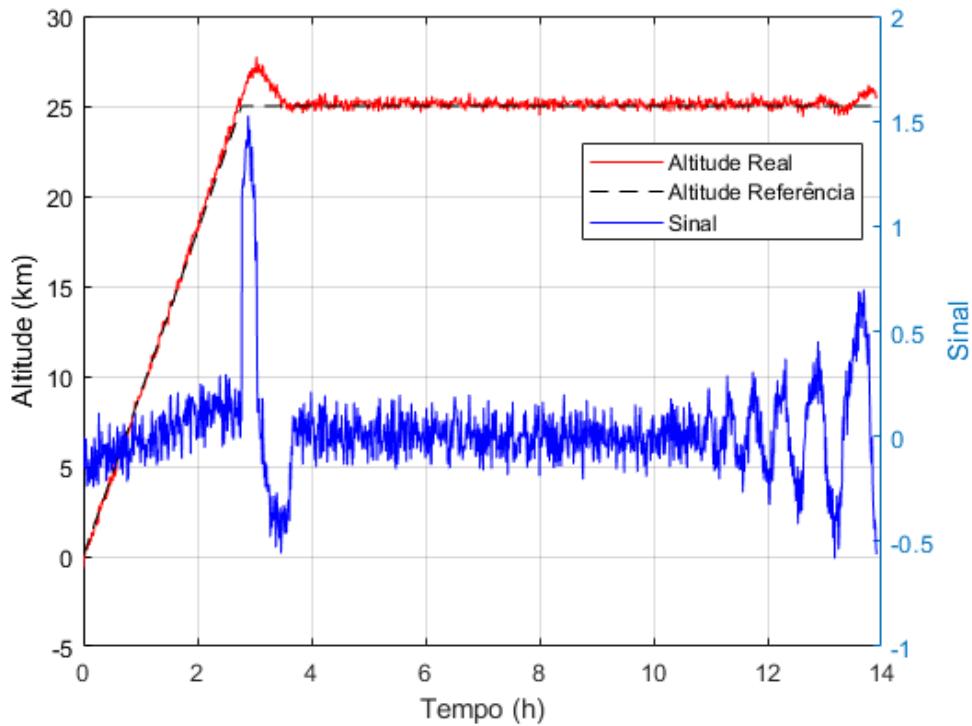
Tabela 9 – Parâmetros da simulação do caso com controlador PD com ruídos.

Parâmetro	Valor
Altitude Máxima	27.73 km
Tempo de Voo	13.91 h
Raio Máximo	3.25 m
Massa de Lastro Liberada	900.0 g
Raio Final	2.76 m
Massa Total Final	4.04 kg

Fonte: autor.

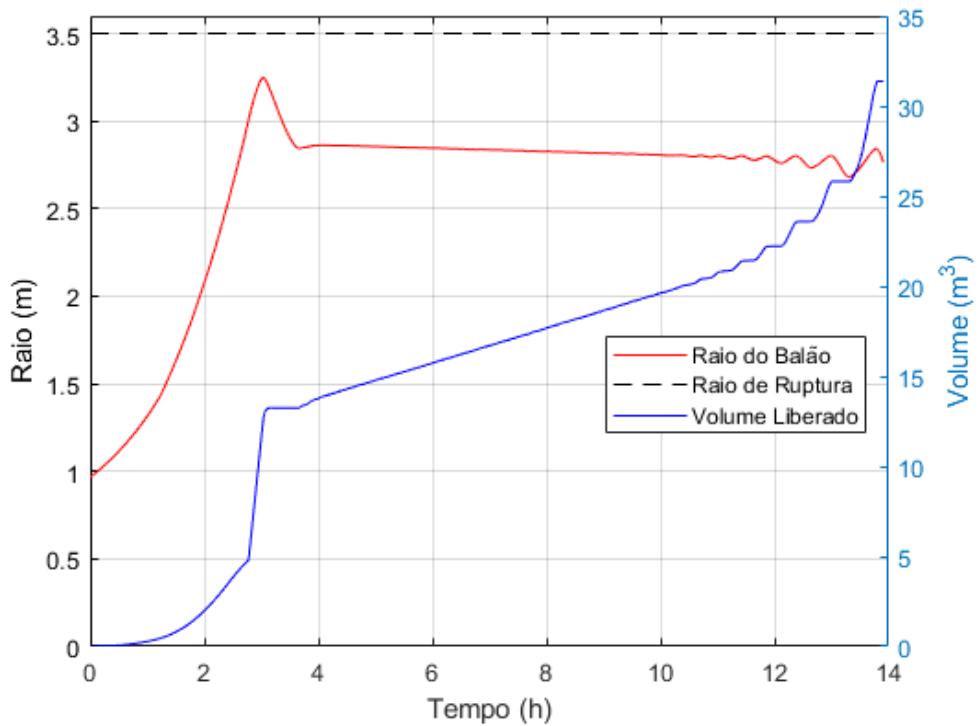
Em ambos os casos o controlador não foi capaz de manter o voo por um período maior que o simulado de 20h, porém é bastante evidente que o modelo com controlador PID conseguiu usar de maneira mais estável e racional os recursos dos atuadores, prolongando o tempo de voo. Porém, vale notar que próximo ao final quando o lastro vai esgotando, a resposta apresenta instabilidade,

Figura 33 – Resposta do modelo controlado por uma arquitetura PD com ruídos.



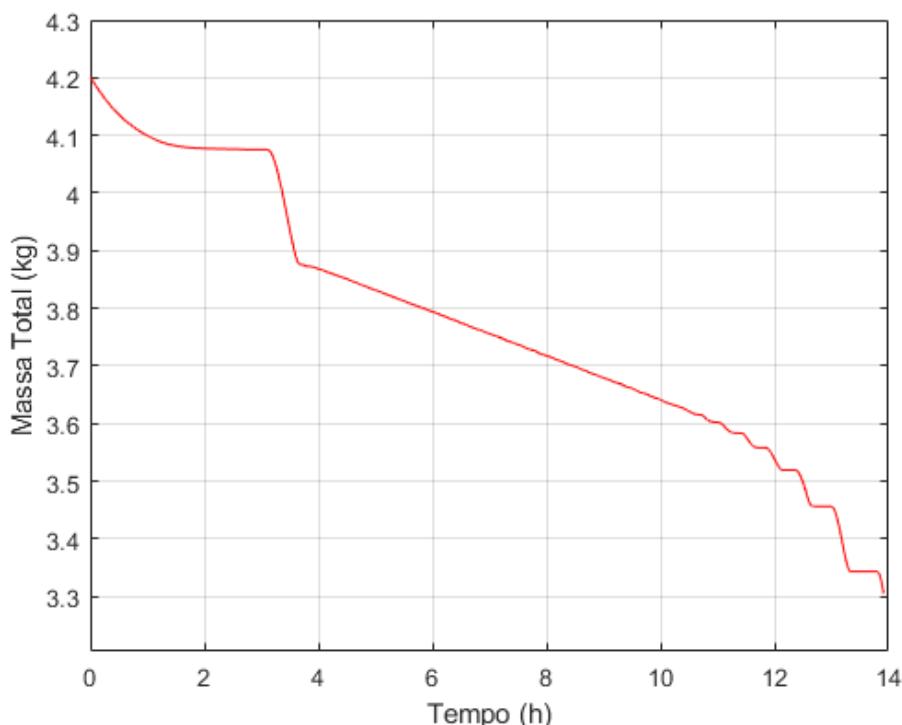
Fonte: autor.

Figura 34 – Raio do balão (eixo esquerdo) e volume liberado pela válvula (eixo direito) com controlador PD com ruídos.



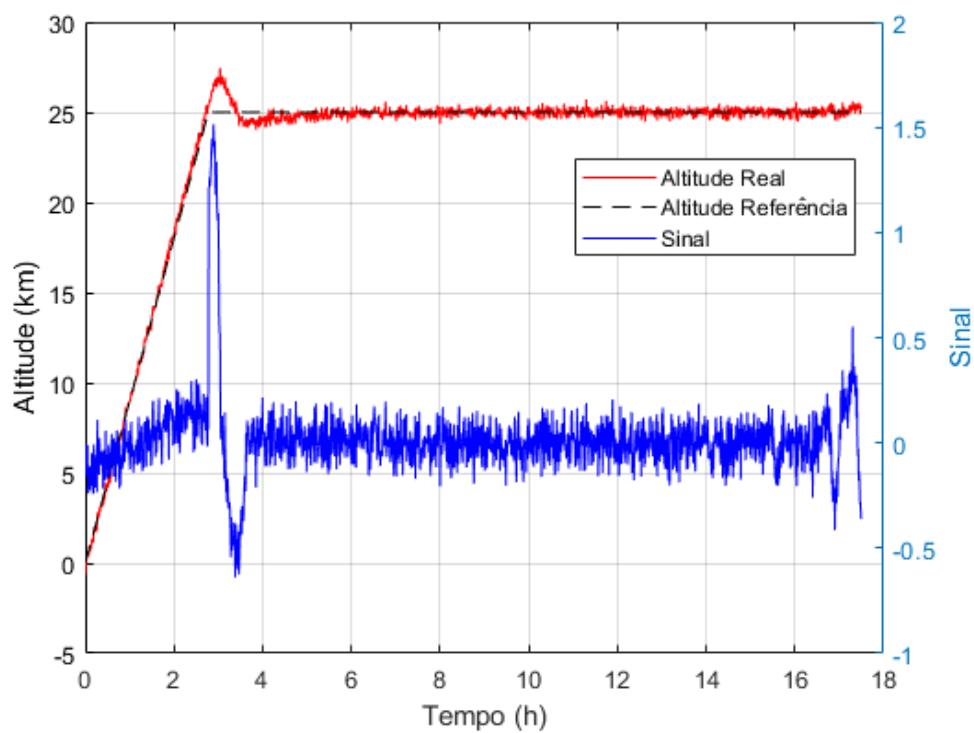
Fonte: autor.

Figura 35 – Massa total do sistema considerando liberação de lastro com controlador PD com ruídos.



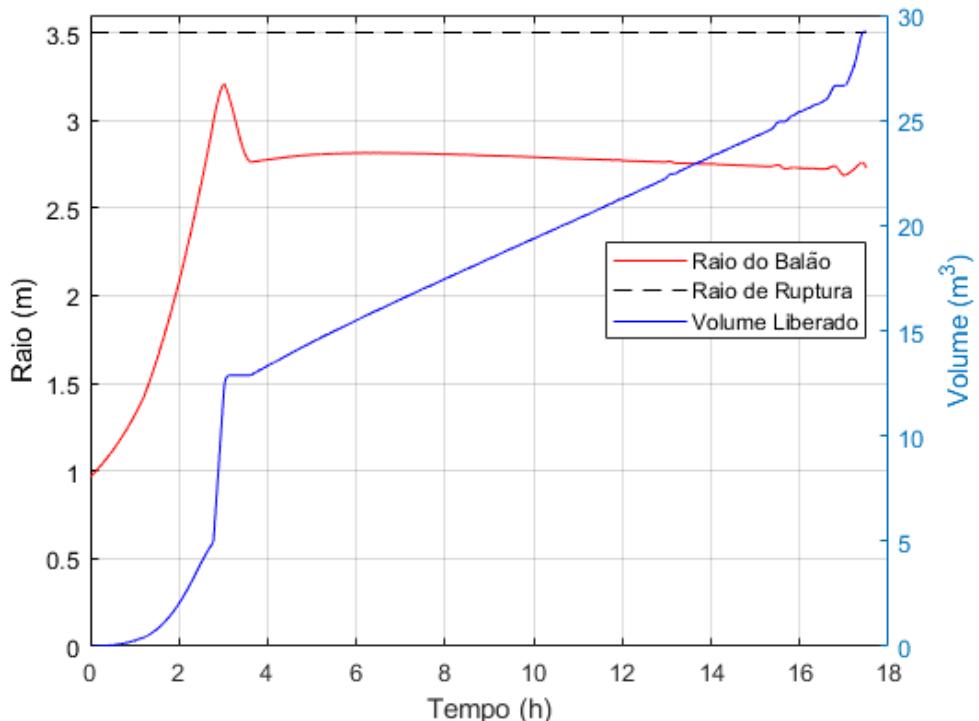
Fonte: autor.

Figura 36 – Resposta do modelo controlado por uma arquitetura PID com ruídos.



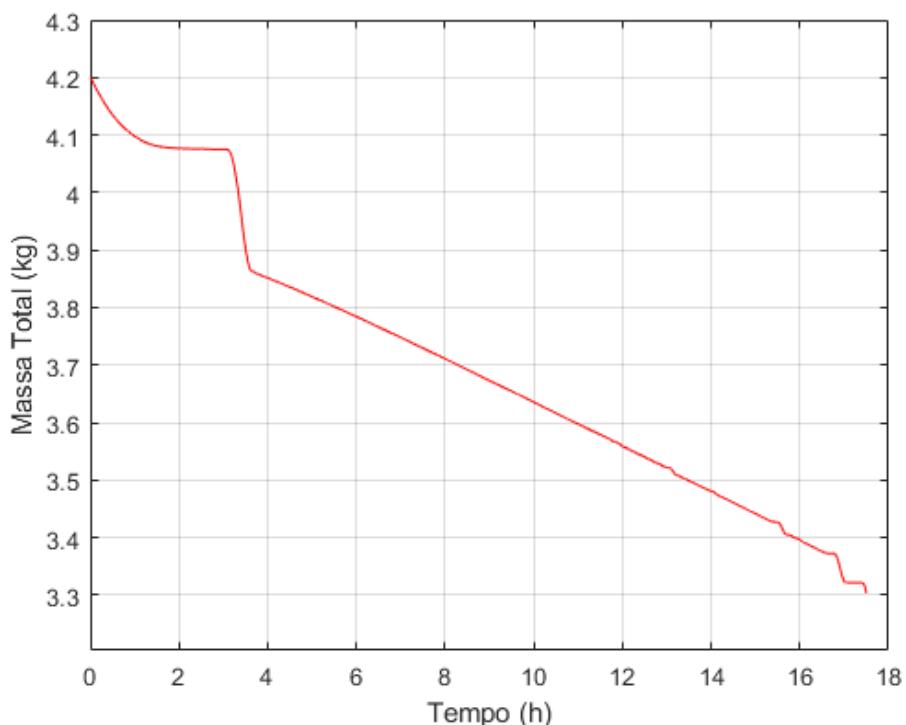
Fonte: autor.

Figura 37 – Raio do balão (eixo esquerdo) e volume liberado pela válvula (eixo direito) com controlador PID com ruídos.



Fonte: autor.

Figura 38 – Massa total do sistema considerando liberação de lastro com controlador PID com ruídos.



Fonte: autor.

Tabela 10 – Parâmetros da simulação do caso com controlador PID com ruídos.

Parâmetro	Valor
Altitude Máxima	27.46 km
Tempo de Voo	17.50 h
Raio Máximo	3.21 m
Volume de Gás Liberado	29.21 m^3
Massa de Lastro Liberada	900.0 g
Raio Final	2.76 m
Massa Total Final	3.30 kg

Fonte: autor.

indicando que a dinâmica do sistema pode ter mudado de forma considerável e o controlador talvez não seja mais adequado para este estado.

No contexto do problema, o controle tão fiel da altitude não é algo extremamente fundamental, no sentido de que existe um intervalo de altitudes aceitáveis de manter o balão, e o ruído induz um evento de controle excessivo, esgotando rapidamente os recursos dos atuadores, neste caso a massa de lastro. Uma alternativa seria desenvolver uma arquitetura de controle por evento, que atua durante período específicos de tempo de maneira mais contínua em casos de divergências maiores do intervalo admissível, economizando a utilização do gás do balão e do lastro.

7 CONCLUSÃO

Os resultados evidenciaram que a adição de um sistema de controle para o modelo do balão é algo fundamental para prolongar o período de voo e o impedir de atingir regimes próximos à ruptura do material. O sistema inicialmente com características instáveis próximo à altitude de referência conseguiu manter uma resposta controlada utilizando controladores PD e PID, demonstrando que um controlador proporcional simples não é capaz de atender os requisitos definidos para esta missão.

Apesar do erro de regime estacionário não ser um problema relevante para o problema estudado neste trabalho, a adição de um elemento integrativo à arquitetura de controle apresentou uma boa melhoria nas métricas da resposta, diminuindo o tempo de acomodação e o *Overshoot*, além de apresentar um resultado melhor que o controlador PD na análise de robustez.

O *software Hopsan* demonstrou sua facilidade e utilidade na modelagem computacional de um sistema com múltiplas características físicas, permitindo um desenvolvimento lógico e intuitivo do modelo. Foi possível desenvolver o modelo em um formato modular, separando modelos mecânicos de hidráulicos de lógicos, no qual cada subsistema se interliga de forma intuitiva, permitindo uma fácil compreensão de como o modelo funciona. Este fator, junto com a sua acessibilidade, destaca sua grande qualidade como uma ferramenta para utilização em um ambiente acadêmico. O único ponto negativo encarado foi o da dificuldade de trabalhar com equações complexas implícitas, tendo que recorrer para simplificações.

Este trabalho teve como objetivo uma abordagem simplificada do problema em questão, logo pode-se sugerir alguns pontos complementares que poderiam ser desenvolvidos em trabalhos seguintes, e paralelos envolvendo outros focos porém dentro do contexto de controle de altitude de balões estratosféricos:

- Consideração de radiação solar e troca de calor entre os gases;
- Separação do balão e carga paga para consideração de movimentos pendulares;
- Modelagem mecânica do sistema de lastro;
- Modelagem de *delays* nos atuadores;
- Estudo para cenários com diferentes condições e parâmetros iniciais;
- Modelagem elastomérica do balão considerando fenômenos próximos à ruptura;
- Estudo da aerodinâmica do balão;
- Comparação com outros *softwares* de modelagem, como *Simulink*;
- Desenvolver um controlador por evento, atuando de forma racional, gastando menos recursos dos sistemas de atuação;

- Manufatura de modelos físicos reais e testes de bancada e voo;
- Estudo dos sensores do sistema de controle;
- Estudo de materiais do balão;

REFERÊNCIAS

- [1] J. et al. Tang. Research on trajectory prediction of a high-altitude zero-pressure balloon system to assist rapid recovery. *Aerospace*, 9(10), 2022.
- [2] A.L. Morris. *Scientific Ballooning Handbook*. National Center for Atmospheric Research, Boulder, CO, 1975.
- [3] Gallais P. Thronson, H. and L. Vigroux. Infrared and submillimeter space missions in the coming decade. *Space Science Reviews*, 74:145–150, 1995.
- [4] P. et al. Oxley. Infrared and submillimeter space missions in the coming decade. *Space Science Reviews*, 74:145–150, 1995.
- [5] W.V. Jones. Evolution of scientific ballooning and its impact on astrophysics research. *Elsevier*, 53:1405–1414, January 2014.
- [6] Ö. Kayhan, Ö. Yücel, and M. Hastaoglu. Control and simulation of high altitude zero pressure balloons. 05 2017.
- [7] Y. H. M. Honda. *Estudo de um Sistema de Controle de Altitude para Plataforma Estratosférica*. Mestrado, Faculdade de Tecnologia, Universidade de Brasília, Brasília, 2019.
- [8] International Civil Aviation Organization. *MANUAL OF THE ICAO STANDARD ATMOSPHERE*. National Center for Atmospheric Research, Montreal, Canada, 1952.
- [9] J.D. Anderson. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering. McGraw-Hill Education, 2017.
- [10] M. Mooney. A theory of large elastic deformation. *Journal of Applied Physics*, 11:582–592, September 1940.
- [11] D. Merritt and F. Weinhaus. The pressure curve for a rubber balloon. *American Journal of Physics*, 46:976–977, 10 1978.
- [12] R.L. Williams and D.A. Lawrence. *Linear State-Space Control Systems*. John Wiley Sons, INC., 2007.
- [13] Indian Standards Institution. Methods of test for natural rubber latex. *Rubber Sectional Committee*, 1985.
- [14] Kaymont Consolidated Industries. *MANUAL OF THE ICAO STANDARD ATMOSPHERE*. National Center for Atmospheric Research, Montreal, Canada, 1952.
- [15] Müller I. et al. *Rubber and Rubber Balloons: Paradigms of Thermodynamics*. Springer, 2004.

Apêndice A - Atmosfera ISA

```

1 function [T, P, rho] = AtmosphereISA(h)
2 %% General Parameters
3 g = 9.81;           % Gravitational Acceleration (m/s^2)
4 R_ar = 287.54; % Air Constant (J/(K.mol))
5
6 %% Troposphere Parameters
7 T_t = 288.16;           % Temperature at h = 0m (K)
8 P_t = 101325;           % Pressure at h = 0m (Pa)
9 rho_t = 1.225;           % Density at h = 0m (kg/m^3)
10 lambda_t = -6.5e-3; % Temperature Drop Rate (K/m)
11
12 %% Low Stratosphere Parameters
13 T_ls = T_t + lambda_t * 11e3;           % Temperature ...
14 % at h = 11km (K)
15 P_ls = P_t * (T_ls/T_t)^-(g/(R_ar * lambda_t)); % Pressure at h ...
16 % = 11km (Pa)
17 rho_ls = rho_t * (T_ls/T_t)^-(g/(R_ar * lambda_t)+1); % Density at h ...
18 % = 11km (kg/m^3)
19 lambda_ls = 0;           % Temperature ...
20 % Drop Rate (K/m)
21
22 %% High Stratosphere Parameters
23 T_hs = T_ls;           % Temperature at h = ...
24 % 25km (K)
25 P_hs = P_ls * exp(-g*14000/(R_ar*T_ls)); % Pressure at h = 25km (Pa)
26 rho_hs = rho_ls * exp(-g*14000/(R_ar*T_ls)); % Pressure at h = 25km ...
27 % (kg/m^3)
28 lambda_hs = 3e-3;           % Temperature Drop Rate ...
29 % (K/m)
30
31 %% Parameters for altitude range
32 for k = 1:length(h)
33     h_k = h(k);
34
35     if h_k < 11000
36         T(k) = T_t + lambda_t * h_k;
37         P(k) = P_t * (T(k) / T_t)^-(g/(R_ar * lambda_t));
38         rho(k) = rho_t * (T(k) / T_t)^-(g/(R_ar * lambda_t)+1);
39
40     else if h_k < 25000
41         T(k) = T_ls;
42         P(k) = P_ls * exp(-g*(h_k - 11000)/(R_ar*T_ls));
43         rho(k) = rho_ls * exp(-g*(h_k - 11000)/(R_ar*T_ls));
44
45 end

```

```
37
38     else
39         T(k) = T_hs + lambda_hs * (h_k - 25000);
40         P(k) = P_hs * (T(k) / T_hs)^-(g/(R_ar * lambda_hs));
41         rho(k) = rho_hs * (T(k) / T_hs)^-(g/(R_ar * lambda_hs)+1);
42     end
43 end
44
45
46 end
```

Apêndice B - Modelo do Balão

```

1 %% Balloon Parameters
2 r_0 = 0.585; % Uninflated Radius (m)
3 r_i = 0.75; % Initial Radius (m)
4 r_burst = 3.5; % Burst Radius (m)
5 m_b = 0.8; % Balloon Mass (kg)
6 m_p = 2.5; % Payload Mass (kg)
7 m_c = 1.0; % Controller Mass (Ballast) (kg)
8 rubber_rho = 1097; % Density of Rubber (kg/m^3)
9 V_m = 0.0224136; % Molar Volume at 1 atm (m^3/mol)
10
11 m = m_b + m_p + m_c; % Total Mass
12 t_0 = m_b / (4*pi*r_0^2 * rubber_rho); % Uninflated Thickness
13 n = (4/3*pi*r_i^3) / V_m; % Number of Mols
14
15 %% Mooney-Rivlin Model Parameters
16 mu = 300000; % Shear Modulus (Pa)
17 alpha = 10/11; % Model Parameter (adim)
18
19 %% Atmospheric Parameters
20 R = 8.3144621; % Gas Constant (J/(K.mol))
21 z = 0:100:50000; % Altitude Range (m)
22 [T, P, rho] = AtmosphereISA(z); % Temperature (K), Pressure (Pa), Density ...
    (kg/m^3)
23
24 %% Pressure - Altitude - Radius Relation
25 p_0 = 2*mu*t_0/r_0;
26 K = (1 - alpha)/alpha;
27 X = 3*n*R/(4*pi);
28
29 for k = 1:length(z)
30     % Solve the equations and get only positive real one
31     poly_eq = [(p_0*K/r_0) P(k) (p_0*r_0) 0 (-X*T(k)) 0 (-p_0*K*r_0^5) 0 ...
        (-p_0*r_0^7)];
32     solution = roots(poly_eq);
33
34     solution = solution(imag(solution) == 0); % Get only real solutions
35     r(k) = max(solution); % Get greater solution
36     P_in(k) = n*R*T(k)/(4/3*pi*r(k)^3);
37 end
38
39 %% Plot Graphs
40 figure()
41 plot(r, P_in-P, "R")

```

```
42 xlabel("Raio [m]")
43 ylabel("Diferen a de Press o [Pa]")
44 grid on
45
46 figure()
47 plot(z / 1e3, r, "R")
48 xlabel("Altitude [km]")
49 ylabel("Raio [m]")
50 grid on
51
52 %% Save Data
53 h_r = [z' (r/r_i).^3'];
54 csvwrite('D:\Graduacao\TCC\Hopsan\Tables\altitude_ratio.csv', h_r);
55
56 r_dP = [r' (P_in-P)'];
57 csvwrite('D:\Graduacao\TCC\Hopsan\Tables\radius_difference_pressure.csv', r_dP);
```

Apêndice C - Análise dos Resultados

```

1 clear all
2 close all
3 clc
4
5 %% Balloon Parameters
6 Balloon_Model
7
8 %% Valve and Ballast Parameters
9 C_q = 100;          % Flow Coefficient (adim)
10 rho_oil = 870;    % Oil Density (kg/m^3)
11 d_spool = 0.01;   % Spool Diameter (m)
12 f = 0.5;          % Fraction of Spool Diameter (adim)
13 x_max = 0.01;    % Maximum Spool Displacement (m)
14
15 %% General Parameters
16 z_ref = 25e3;           % Reference Altitude (m)
17 [T_ref, P_ref, rho_ref] = AtmosphereISA(z_ref); % Temperature (K), ...
   Pressure (Pa) and Density (kg/m^3) at Reference Altitude
18 g = 9.81;             % Gravitational ...
   Acceleration (m/s^2)
19 R_ar = 287.54;        % Air Constant (J/(K.mol))
20
21 %% Calculated Parameters
22 i_z_ref = find(z == z_ref);
23
24 % System Dynamics
25 d_lnr = log(r(i_z_ref)) - log(r(i_z_ref-1));
26 d_z = z(i_z_ref) - z(i_z_ref-1);
27 d_lnr_dz = d_lnr / d_z;
28 C = g * (-g/(R_ar*T_ref) + 3*d_lnr_dz);
29
30 % Valve and Ballast
31 dPa = P_in(i_z_ref) - P_ref;
32 C_1 = C_q * f * pi * d_spool^2 * sqrt(2/rho_oil * dPa);
33 C_2 = C_1 * rho_ref;
34 C_u = -g * rho_ref * C_1 / m;
35
36 %% ----- Hopsan Simulations ----- %%
37 %% ----- No Control ----- %%
38 no_control = csvread('D:\Graduacao\TCC\Resultados\No_Control.csv');
39
40 t_nc = no_control(:, 1) / 3600;
41 z_nc = no_control(:, 2);

```

```

42 r_nc = no_control(:, 3);
43 dP_nc = no_control(:, 4);
44
45 v_nc = (z_nc(2:end) - z_nc(1:end-1)) ./ (t_nc(2:end) - t_nc(1:end-1)) * ...
46     1e3 / 3600;
47
48 figure()
49 plot(t_nc, z_nc, 'r')
50 xlabel('Tempo (h)')
51 ylabel('Altitude (km)')
52 grid on
53
54 figure()
55 plot(t_nc(2:end), v_nc, 'r')
56 xlabel('Tempo (h)')
57 ylabel('Velocidade (m/s)')
58 grid on
59
60 figure()
61 plot(t_nc, r_nc, 'r', [t_nc(1) t_nc(end)], [r_burst r_burst], '--k')
62 xlabel('Tempo (h)')
63 ylabel('Raio (m)')
64 legend('Raio do Bal o', 'Raio de Ruptura')
65 ylim([0 r_burst+0.1])
66 grid on
67
68 figure()
69 plot(t_nc(2:end), dP_nc(2:end), 'r')
70 xlabel('Tempo (h)')
71 ylabel('Diferencial de Press o (Pa)')
72 grid on
73 fprintf("## ----- Caso N o Controlado ----- ##\n\n")
74 fprintf("Altitude M xima: %.2f km\n", z_nc(end))
75 fprintf("Tempo de Voo: %.2f h\n", t_nc(end))
76 fprintf("Velocidade M dia: %.2f m/s\n", mean(v_nc))
77 fprintf("Raio M ximo: %.2f m\n", max(r_nc))
78 fprintf("Diff. Press o M dio: %.2f Pa\n\n\n", mean(dP_nc))
79
80 %% ----- P Controller -----
81 params_P = csvread('D:\Graduacao\TCC\Resultados\P_Controlled.csv');
82 controls_P = csvread('D:\Graduacao\TCC\Resultados\P_Controls.csv');
83
84 t_P = params_P(:, 1) / 3600;
85 z_P = params_P(:, 2);
86 z_ref_P = params_P(:, 3);
87 signal_P = params_P(:, 4);

```

```

88
89 t_c_P = controls_P(:, 1) / 3600;
90 r_P = controls_P(:, 2);
91 v_l_P = controls_P(:, 3);
92 m_P = controls_P(:, 4);
93
94 figure()
95 plot(t_P, z_P, 'r', t_P, z_ref_P, '--k')
96 xlabel('Tempo (h)')
97 ylabel('Altitude (km)')
98 yyaxis right
99 plot(t_P, signal_P, 'b')
100 ylabel('Sinal')
101 grid on
102 legend('Altitude Real', 'Altitude Referencia', 'Sinal')
103
104 figure()
105 plot(t_c_P, r_P, 'r', [t_P(1) t_P(end)], [r_burst r_burst], '--k')
106 xlabel('Tempo (h)')
107 ylabel('Raio (m)')
108 ylim([0 r_burst+0.1])
109 yyaxis right
110 plot(t_c_P, v_l_P, 'b')
111 ylabel('Volume (m^3)')
112 legend('Raio do Bal o', 'Raio de Ruptura', 'Volume Liberado')
113 grid on
114
115 figure()
116 plot(t_c_P, m_P, 'r')
117 xlabel('Tempo (h)')
118 ylabel('Massa Total (kg)')
119 ylim([min(m_P)-0.1 max(m_P)+0.1])
120 grid on
121
122 fprintf("## ----- Controlador P ----- ##\n\n")
123 fprintf("Altitude M xima: %.2f km\n", max(z_P))
124 fprintf("Tempo de Voo: %.2f h\n", t_P(end))
125 fprintf("Raio Maximo: %.2f m\n", max(r_P))
126 fprintf("Volume de G s Liberado: %.2f m^3\n", v_l_P(end))
127 fprintf("Massa de Lastro Liberada: %.2f g\n\n", (m_P(1)-m_P(end))*1e3)
128
129 %% ----- PD Controller ----- %%
130 params_PD = csvread('D:\Graduacao\TCC\Resultados\PD_Controlled.csv');
131 controls_PD = csvread('D:\Graduacao\TCC\Resultados\PD_Controls.csv');
132
133 t_PD = params_PD(:, 1) / 3600;
134 z_PD = params_PD(:, 2);

```

```

135 z_ref_PD = params_PD(:, 3);
136 signal_PD = params_PD(:, 4);
137
138 t_c_PD = controls_PD(:, 1) / 3600;
139 r_PD = controls_PD(:, 2);
140 v_l_PD = controls_PD(:, 3);
141 m_PD = controls_PD(:, 4);
142
143 % Cálculo do Tempo de Acomodação
144 k = length(t_PD);
145
146 while abs(z_ref_PD(k) / z_PD(k) - 1) < 0.01
147     k = k - 1;
148 end
149
150 % Cálculo do Erro Estacionário
151 e_ss_PD = abs(z_ref_PD(end) - z_PD(end));
152
153 % Limitando os resultados a apenas intervalos relevantes
154 t_d = t_PD(k);
155 t_PD = t_PD(1:k);
156 z_PD = z_PD(1:k);
157 z_ref_PD = z_ref_PD(1:k);
158 signal_PD = signal_PD(1:k);
159 t_c_PD = t_c_PD(1:k);
160 r_PD = r_PD(1:k);
161 v_l_PD = v_l_PD(1:k);
162 m_PD = m_PD(1:k);
163
164 figure()
165 plot(t_PD, z_PD, 'r', t_PD, z_ref_PD, '--k')
166 xlabel('Tempo (h)')
167 ylabel('Altitude (km)')
168 yyaxis right
169 plot(t_PD, signal_PD, 'b')
170 ylabel('Sinal')
171 grid on
172 legend('Altitude Real', 'Altitude Referencial', 'Sinal')
173
174 figure()
175 plot(t_c_PD, r_PD, 'r', [t_PD(1) t_PD(end)], [r_burst r_burst], '--k')
176 xlabel('Tempo (h)')
177 ylabel('Raio (m)')
178 ylim([0 r_burst+0.1])
179 yyaxis right
180 plot(t_c_PD, v_l_PD, 'b')
181 ylabel('Volume (m^3)')

```

```

182 legend('Raio do Balão', 'Raio de Ruptura', 'Volume Liberado')
183 grid on
184
185 figure()
186 plot(t_c_PD, m_PD, 'r')
187 xlabel('Tempo (h)')
188 ylabel('Massa Total (kg)')
189 ylim([min(m_PD)-0.1 max(m_PD)+0.1])
190 grid on
191
192 fprintf("## ----- Controlador PD ----- ##\n\n")
193 fprintf("Altitude Máxima: %.2f km\n", max(z_PD))
194 fprintf("Erro Estacionário: %.2f m\n", e_ss_PD*1000)
195 fprintf("Tempo de Acomodação: %.2f h\n", t_d)
196 fprintf("Raio Máximo: %.2f m\n", max(r_PD))
197 fprintf("Volume de Gás Liberado: %.2f m^3\n", v_l_PD(end))
198 fprintf("Massa de Lastro Liberada: %.2f g\n", (m_PD(1)-m_PD(end))*1e3)
199 fprintf("Raio Final: %.2f m\n", r_PD(end))
200 fprintf("Massa Total Final: %.2f kg\n\n", m_PD(end))
201
202 %% ----- PID Controller ----- %%
203 params_PID = csvread('D:\Graduação\TCC\Resultados\PID_Controlled.csv');
204 controls_PID = csvread('D:\Graduação\TCC\Resultados\PID_Controls.csv');
205
206 t_PID = params_PID(:, 1) / 3600;
207 z_PID = params_PID(:, 2);
208 z_ref_PID = params_PID(:, 3);
209 signal_PID = params_PID(:, 4);
210
211 t_c_PID = controls_PID(:, 1) / 3600;
212 r_PID = controls_PID(:, 2);
213 v_l_PID = controls_PID(:, 3);
214 m_PID = controls_PID(:, 4);
215
216 % Cálculo do Tempo de Acomodação
217 k = length(t_PID);
218
219 while abs(z_ref_PID(k)/z_PID(k) - 1) < 0.01
220     k = k - 1;
221 end
222
223 % Cálculo do Erro Estacionário
224 e_ss_PID = abs(z_ref_PID(end) - z_PID(end));
225
226 % Limitando os resultados a apenas intervalos relevantes
227 t_d = t_PID(k);
228 t_PID = t_PID(1:k);

```

```

229 z_PID = z_PID(1:k);
230 z_ref_PID = z_ref_PID(1:k);
231 signal_PID = signal_PID(1:k);
232 t_c_PID = t_c_PID(1:k);
233 r_PID = r_PID(1:k);
234 v_l_PID = v_l_PID(1:k);
235 m_PID = m_PID(1:k);
236
237 figure()
238 plot(t_PID, z_PID, 'r', t_PID, z_ref_PID, '--k')
239 xlabel('Tempo (h)')
240 ylabel('Altitude (km)')
241 yyaxis right
242 plot(t_PID, signal_PID, 'b')
243 ylabel('Sinal')
244 grid on
245 legend('Altitude Real', 'Altitude Referencia', 'Sinal')
246
247 figure()
248 plot(t_c_PID, r_PID, 'r', [t_PID(1) t_PID(end)], [r_burst r_burst], '--k')
249 xlabel('Tempo (h)')
250 ylabel('Raio (m)')
251 ylim([0 r_burst+0.1])
252 yyaxis right
253 plot(t_c_PID, v_l_PID, 'b')
254 ylabel('Volume (m^3)')
255 legend('Raio do Balão', 'Raio de Ruptura', 'Volume Liberado')
256 grid on
257 grid on
258
259 figure()
260 plot(t_c_PID, m_PID, 'r')
261 xlabel('Tempo (h)')
262 ylabel('Massa Total (kg)')
263 ylim([min(m_PID)-0.1 max(m_PID)+0.1])
264 grid on
265
266 fprintf("## ----- Controlador PID ----- ##\n\n")
267 fprintf("Altitude M xima: %.2f km\n", max(z_PID))
268 fprintf("Erro Estacionario: %.2f m\n", e_ss_PID*1000)
269 fprintf("Tempo de Acomodação: %.2f h\n", t_d)
270 fprintf("Raio Maximo: %.2f m\n", max(r_PID))
271 fprintf("Volume de Gás Liberado: %.2f m^3\n", v_l_PID(end))
272 fprintf("Massa de Lastro Liberada: %.2f g\n", (m_PID(1)-m_PID(end))*1e3)
273 fprintf("Raio Final: %.2f m\n", r_PID(end))
274 fprintf("Massa Total Final: %.2f kg\n\n", m_PID(end))
275

```

```

276 %% ----- An lise de Robustez ----- %%
277 %%----- PD Controller ----- %%
278 params_PD_noise = csvread('D:\Graduacao\TCC\Resultados\PD_noise.csv');
279 controls_PD_noise = ...
    csvread('D:\Graduacao\TCC\Resultados\PD_noise_controls.csv');
280
281 t_PD_noise = params_PD_noise(:, 1) / 3600;
282 z_PD_noise = params_PD_noise(:, 2);
283 z_ref_PD_noise = params_PD_noise(:, 3);
284 signal_PD_noise = params_PD_noise(:, 4);
285
286 t_c_PD_noise = controls_PD_noise(:, 1) / 3600;
287 r_PD_noise = controls_PD_noise(:, 2);
288 v_l_PD_noise = controls_PD_noise(:, 3);
289 m_PD_noise = controls_PD_noise(:, 4);
290
291 figure()
292 plot(t_PD_noise, z_PD_noise, 'r', t_PD_noise, z_ref_PD_noise, '--k')
293 xlabel('Tempo (h)')
294 ylabel('Altitude (km)')
295 yyaxis right
296 plot(t_PD_noise, signal_PD_noise, 'b')
297 ylabel('Sinal')
298 grid on
299 legend('Altitude Real', 'Altitude Referencia', 'Sinal')
300
301 figure()
302 plot(t_c_PD_noise, r_PD_noise, 'r', [t_PD_noise(1) t_PD_noise(end)], ...
    [r_burst r_burst], '--k')
303 xlabel('Tempo (h)')
304 ylabel('Raio (m)')
305 ylim([0 r_burst+0.1])
306 yyaxis right
307 plot(t_c_PD_noise, v_l_PD_noise, 'b')
308 ylabel('Volume (m^3)')
309 legend('Raio do Bal o', 'Raio de Ruptura', 'Volume Liberado')
310 grid on
311
312 figure()
313 plot(t_c_PD_noise, m_PD_noise, 'r')
314 xlabel('Tempo (h)')
315 ylabel('Massa Total (kg)')
316 ylim([min(m_PD_noise)-0.1 max(m_PD_noise)+0.1])
317 grid on
318
319 fprintf("## ----- PD Controller w/ Noise ----- ##\n\n")
320 fprintf("Altitude M xima: %.2f km\n", max(z_PD_noise))

```

```

321 fprintf("Tempo de Voo:           %.2f h\n", t_PD_noise(end))
322 fprintf("Raio Maximo:           %.2f m\n", max(r_PD_noise))
323 fprintf("Volume de G s Liberado: %.2f m^3\n", v_l_PD_noise(end))
324 fprintf("Massa de Lastro Liberada: %.2f g\n", ...
325     (m_PD_noise(1)-m_PD_noise(end))*1e3)
326 fprintf("Raio Final:           %.2f m\n", r_PD_noise(end))
327 fprintf("Massa Total Final:     %.2f kg\n\n", m_PD_noise(end))
328
329 %% ----- PID Controller -----
330 params_PID_noise = csvread('D:\Graduacao\TCC\Resultados\PID_noise.csv');
331 controls_PID_noise = ...
332     csvread('D:\Graduacao\TCC\Resultados\PID_noise_controls.csv');
333
334 t_PID_noise = params_PID_noise(:, 1) / 3600;
335 z_PID_noise = params_PID_noise(:, 2);
336 z_ref_PID_noise = params_PID_noise(:, 3);
337 signal_PID_noise = params_PID_noise(:, 4);
338
339 t_c_PID_noise = controls_PID_noise(:, 1) / 3600;
340 r_PID_noise = controls_PID_noise(:, 2);
341 v_l_PID_noise = controls_PID_noise(:, 3);
342 m_PID_noise = controls_PID_noise(:, 4);
343
344 figure()
345 plot(t_PID_noise, z_PID_noise, 'r', t_PID_noise, z_ref_PID_noise, '--k')
346 xlabel('Tempo (h)')
347 ylabel('Altitude (km)')
348 yyaxis right
349 plot(t_PID_noise, signal_PID_noise, 'b')
350 ylabel('Sinal')
351 grid on
352 legend('Altitude Real', 'Altitude Referencia', 'Sinal')
353
354 figure()
355 plot(t_c_PID_noise, r_PID_noise, 'r', [t_PID_noise(1) t_PID_noise(end)], ...
356     [r_burst r_burst], '--k')
357 xlabel('Tempo (h)')
358 ylabel('Raio (m)')
359 ylim([0 r_burst+0.1])
360 yyaxis right
361 plot(t_c_PID_noise, v_l_PID_noise, 'b')
362 ylabel('Volume (m^3)')
363 legend('Raio do Bal o', 'Raio de Ruptura', 'Volume Liberado')
364 grid on
365
366 figure()

```

```
365 plot(t_c_PID_noise, m_PID_noise, 'r')
366 xlabel('Tempo (h)')
367 ylabel('Massa Total (kg)')
368 ylim([min(m_PID_noise)-0.1 max(m_PID_noise)+0.1])
369 grid on
370
371 fprintf("## ----- PID Controller w/ Noise ----- ##\n\n")
372 fprintf("Altitude Maxima: %.2f km\n", max(z_PID_noise))
373 fprintf("Tempo de Voo: %.2f h\n", t_PID_noise(end))
374 fprintf("Raio Maximo: %.2f m\n", max(r_PID_noise))
375 fprintf("Volume de Gas Liberado: %.2f m^3\n", v_l_PID_noise(end))
376 fprintf("Massa de Lastro Liberada: %.2f g\n", ...
377 (m_PID_noise(1)-m_PID_noise(end))*1e3)
378 fprintf("Raio Final: %.2f m\n", r_PID_noise(end))
379 fprintf("Massa Total Final: %.2f kg\n\n\n", m_PID_noise(end))
```