



**ESTUDO DE UM SISTEMA DE CONTROLE  
DE ALTITUDE PARA PLATAFORMA ESTRATOSFÉRICA**

**YAGO HENRIQUE MELO HONDA**

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM ENGENHARIA ELÉTRICA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA**

**FACULDADE DE TECNOLOGIA**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA  
FACULDADE DE TECNOLOGIA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA**

**ESTUDO DE UM SISTEMA DE CONTROLE  
DE ALTITUDE PARA PLATAFORMA ESTRATOSFÉRICA**

**YAGO HENRIQUE MELO HONDA**

**Orientador: PROF. DR. RENATO ALVES BORGES, ENE/UNB**

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM ENGENHARIA ELÉTRICA**

**BRASÍLIA-DF, 16 DE DEZEMBRO DE 2019.**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA  
FACULDADE DE TECNOLOGIA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA**

**ESTUDO DE UM SISTEMA DE CONTROLE  
DE ALTITUDE PARA PLATAFORMA ESTRATOSFÉRICA**

**YAGO HENRIQUE MELO HONDA**

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO ACADÊMICO SUBMETIDA AO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA DA FACULDADE DE TECNOLOGIA DA UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA, COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE MESTRE EM ENGENHARIA ELÉTRICA.

**APROVADA POR:**

Prof. Dr. Renato Alves Borges, ENE/UnB  
Orientador

Prof. Jackson Max Furtunato Maia, CGEE/INPE  
Examinador externo

Prof. Geovany Araujo Borges, ENE/UnB  
Examinador interno

**BRASÍLIA, 16 DE DEZEMBRO DE 2019.**

## **FICHA CATALOGRÁFICA**

YAGO HENRIQUE MELO HONDA

**Estudo de um sistema de controle de altitude para plataforma estratosférica**

**2019xv, 78p., 201x297 mm**

(ENE/FT/UnB, Mestre, Engenharia Elétrica, 2019)

Dissertação de Mestrado - Universidade de Brasília

Faculdade de Tecnologia - Departamento de Engenharia Elétrica

## **REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA**

YAGO HENRIQUE MELO HONDA (2019) Estudo de um sistema de controle de altitude para plataforma estratosférica. Dissertação de Mestrado em Engenharia Elétrica, Publicação PP-GEE.DM 732/2019, Departamento de Engenharia Elétrica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 78p.

## **CESSÃO DE DIREITOS**

AUTOR: Yago Henrique Melo Honda

TÍTULO: Estudo de um sistema de controle de altitude para plataforma estratosférica.

GRAU: Mestre ANO: 2019

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias desta dissertação de Mestrado e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor se reserva a outros direitos de publicação e nenhuma parte desta dissertação de Mestrado pode ser reproduzida sem a autorização por escrito do autor.

---

Yago Henrique Melo Honda

Av. Jacarandá Lote 10 Ap. 1406 - Águas Claras - DF

# Agradecimentos

Primeiramente eu agradeço aos meus pais, Edísio e Cristina, por apoiar meus sonhos, pelo amor incondicional dado a mim, pelo aprendizado, pelo companheirismo e principalmente por serem exemplos de pessoas no qual eu me espelho. Sem eles, eu jamais teria chegado até aqui. Agradeço a minha família por todo o amor, carinho e fé que depositam em mim, cada um deles doou um pedacinho de si para formar o homem que eu sou hoje. Agradeço aos meus amigos próximos que sempre estão lá, seja nos momentos de felicidade, seja nos momentos de tristeza, são os irmãos que eu nunca tive e no qual eu sempre posso confiar para todas as coisas.

Agradeço ao professor Renato Alves Borges pela orientação, dedicação e paciência com qual me instrui a ser uma pessoa cada vez melhor. Sua vontade e seu entusiasmo fizeram nascer um enorme projeto que impactou a vida de muitos estudantes, incluindo a minha. Minha jornada pessoal e profissional não teriam acontecido sem essa chama ardente que ele carrega consigo mesmo. Agradeço ao professor Simone Battistini por todos os ensinamentos e todo o apoio dado durante minha graduação, meu mentor e meu exemplo de como deve ser um engenheiro.

Agradeço a toda a equipe do Laboratório de Simulação e Controle de Sistemas Aeroespaciais da UnB pelo apoio prestado, em especial a Ana Carolina Pimentel por todo o trabalho conjunto, pelos bate-papos e por todo desespero compartilhado durante esses dois anos.

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES) - Código de Financiamento 001. Agradeço a instituição da Universidade de Brasília e todos seus funcionários pelos trabalhos desenvolvidos nesses últimos 9 de aprendizado. Agradeço à FAPDF e ao CNPq pelo apoio dado ao projetos no qual essa dissertação foi desenvolvida.

Agradeço a Deus pela beleza da vida e pela oportunidade de desfrutar essa aventura toda que chamam de vida.

# Resumo

Os balões meteorológicos de voo para alta altitude são instrumentos usados há décadas para a investigação climática e a identificação dos parâmetros da atmosfera como pressão, temperatura, densidade do ar, intensidade do vento entre outros. Nos últimos anos, com o barateamento e a miniaturização dos sistemas eletrônicos, as plataformas de balões começaram a ganhar maior atenção no campo de engenharia pelo mundo todo. Os balões atmosféricos se tornaram uma forma barata de realizar missões de sensoriamento remoto, de telecomunicações e até de vigilância militar.

Este trabalho surge na linha de pesquisa do projeto LAICAnSat desenvolvido na Universidade de Brasília. O projeto LAICAnSat é uma iniciativa que une estudantes de diversas áreas como a engenharia aeroespacial, mecatrônica, elétrica e produção, com o objetivo de desenvolver uma plataforma modular de baixo custo para realização de experimentos e serviços em baixa e alta altitude utilizando o padrão Cubesat. A linha de pesquisa adotada consiste no desenvolvimento de uma plataforma modular capaz de realizar flutuações em alta altitude através da atuação de uma válvula capaz de liberar gás de um balão de látex de forma automatizada. Através deste dispositivo, é possível realizar manobras para pousos rápidos e ter uma capacidade de pousar em áreas de fácil acesso.

Com o objetivo de entender o comportamento dos balões durante um voo estratosférico, os fundamentos matemáticos relacionados com o movimento de um balão de látex foram apresentados e um modelo matemático desenvolvido. Foram realizadas simulações com o modelo descrito e comparações com dados reais de missão foram feitas. A construção de uma válvula utilizando técnicas baratas de prototipagem rápida com PLA foi realizada e um teste de campo foi conduzido. Um sistema de controle utilizando um controlador proporcional integral derivativo foi implementado em simulação em conjunto com uma estratégia de controle e vários cenários de simulação foram apresentados e discutidos.

# Abstract

High altitude flight balloons are instruments used for decades for climate research and the identification of atmospheric parameters such as pressure, temperature, air density, wind intensity and others. In recent years, with the price drop and miniaturization of electronic systems, balloon platforms have begun to gain greater attention in the engineering field around the world. Atmospheric balloons have become an inexpensive way to perform remote sensing, telecommunication, and even military surveillance missions.

This work comes from the research of the LAICAnSat project developed at the University of Brasilia. The LAICAnSat project is an initiative that brings together students from many areas such as aerospace, mechatronics, electrical and production engineering, with the goal of developing a low cost modular platform for conducting low and high altitude experiments and services using Cubesat design. The research plan is the development of a modular platform capable of performing high altitude fluctuations through the actuation of a automated valve that releases gas from a latex balloon. Through this device it is possible to perform quick landing maneuvers and have an ability to land in accessible areas.

In order to understand the behavior of balloons during a stratospheric flight, the mathematical equations related to the movement of a latex balloon were presented and a mathematical model developed. Simulations were performed with the described model and comparisons with real mission data were made. The construction of a valve using inexpensive PLA rapid prototyping techniques was performed and a field test was conducted. A control system using a derivative integral proportional controller was implemented in simulation in conjunction with a control strategy and various simulation scenarios were presented and discussed.

# Lista de símbolos

- $T_{sl}$  = Temperatura atmosférica medida no limite inferior da camada ( $K$ )
- $L_{sl}$  = Taxa de lapso da temperatura correspondente à camada ( $K/m$ )
- $P_{sl}$  = Pressão medida na parte inferior da camada ( $Pa$ )
- $\rho_{sl}$  = Densidade medida na parte inferior da camada ( $kg/m^3$ )
- $h$  = Altitude acima do nível do mar ( $m$ )
- $h_{sl}$  = Altitude que define as fronteiras de cada camada ( $m$ )
- $R$  = Constante universal dos gases - 8.3144598 ( $J/mol/K$ )
- $g$  = Constante de aceleração gravitacional - 9.80665 ( $m/s^2$ )
- $M$  = Massa molar do ar atmosférico - 0.0289644 ( $kg/mol$ )
- $A_{valve}$  = Área de secção transversal da válvula ( $m^2$ )
- $\rho_{he}$  = Densidade do gás Hélio ao nível do mar. ( $kg/m^3$ )
- $\rho_b$  = Densidade interna ao balão ( $kg/m^3$ )
- $P_b$  = Pressão interna ao balão ( $Pa$ )
- $P_{atm}$  = Pressão atmosférica atual ( $Pa$ )
- $\dot{V}_{ou} \frac{dV}{dt}$  = Vazão volumétrica ( $m^3/s$ )
- $C_d$  = Coeficiente de arrasto
- $v_b$  = Velocidade vertical do balão ( $m/s$ )
- $A_d$  = Área de superfície do balão ( $m^2$ )
- $V_b$  = Volume do balão ( $m^3$ )
- $F_d$  = Força de arrasto ( $N$ )
- $F_b$  = Força de empuxo ( $N$ )



- $F_p$  = Força gravitacional ( $N$ )
- $G$  = Constante gravitacional universal ( $m^3/Kg.s^2$ )
- $F_s$  = Força lateral ( $N$ )
- $A_d$  = Área de secção transversal do balão ( $m^2$ )
- $R$  = Raio de uma esfera ( $m$ )
- $R_t$  = Raio da Terra ( $m$ )
- $m_t$  = Massa da Terra ( $Kg$ )
- $m$  = Massa da plataforma do balão ( $Kg$ )
- $v_{ib}$  = Velocidade do gás na ponta da válvula interna ao balão ( $m/s$ )
- $r_i$  = Raio inicial do balão ( $m$ )
- $r_f$  = Raio final do balão ( $m$ )
- $t_d$  = Tempo de atraso ( $s$ )
- $t_r$  = Tempo de subida ( $s$ )
- $t_p$  = Tempo de pico ( $s$ )
- $t_s$  = Tempo de acomodação ( $s$ )
- $m_p$  = Máximo de sobressinal (%)
- $K_p$  - Ganho proporcional
- $K_i$  - Ganho integral
- $K_d$  - Ganho derivativo

# Lista de siglas

- HAB - *High Altitude Balloons*
- CNES - *Centre National d'Études Spatiales*
- ALTEC - *Advanced Logistic Technological Engineering Center*
- PoliTo - *Politecnico di Torino*
- OATO - *Osservatorio Astrofisico di Torino*
- APRS - *Automatic Position Reporting System*
- CMOS - *Complementary Metal Oxide Semiconductor*
- GPS - *Global Positioning System*
- NASA - *National Aeronautics and Space Administration*
- GNSS - *Global Navigation Satellite System*
- ISO - *International Organization for Standardization*
- ICAO - *International Civil Aviation Organization*
- ISA - *International Standard Atmosphere*
- PLA - *Ácido polilático*
- PID - *Controlador proporcional integral derivativo*
- CAD - *Computer Aided Design*
- 3D - *Objeto tridimensional*

# SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>1</b>
1.1	OS TIPOS DE BALÕES	3
1.2	OS BALÕES ESTRATOSFÉRICOS E AS MISSÕES CIENTÍFICAS	7
1.3	A PLATAFORMA LAICANSAT	12
1.3.1	AS MISSÕES LAICANSAT 1 E 2	12
1.3.2	AS MISSÕES LAICANSAT 3, 4 E 5	13
1.3.3	A MISSÃO LAICANSAT 6.1	16
1.4	OBJETIVOS DO TRABALHO	17
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTOS FÍSICOS</b>	<b>18</b>
2.1	ATMOSFERA PADRÃO INTERNACIONAL	19
2.2	A FORÇA DE ARRASTO	21
2.3	A FORÇA GRAVITACIONAL	21
2.4	EQUAÇÃO DE BERNOULLI	22
2.5	A FORÇA DE EMPUXO	23
2.6	VARIAÇÃO DO VOLUME E DENSIDADE DO BALÃO	23
2.7	O MODELO DINÂMICO DE SUBIDA DO BALÃO	24
2.8	CONTROLADOR PROPORCIONAL INTEGRAL DERIVATIVO	25
2.8.1	ESPECIFICAÇÕES DA RESPOSTA TRANSITÓRIA DE UM SISTEMA DE CONTROLE CLÁSSICO	26
2.9	PONTOS PRINCIPAIS	27
<b>3</b>	<b>CONSTRUÇÃO DA VÁLVULA DE PRESSÃO</b>	<b>28</b>
3.1	PRINCIPAIS MODELOS DE VÁLVULAS	29
3.2	PROTOTIPAGEM DO SISTEMA DE CONTROLE DE PRESSÃO	31
3.2.1	VÁLVULA ESFÉRICA PROJETADA	31
3.3	VÁLVULA AGULHA PROJETADA	32
3.3.1	VÁLVULA SOLENOIDE ADAPTADA	34
3.3.2	VÁLVULA ESFÉRICA ADAPTADA	36
3.4	A MISSÃO LAICANSAT 6.2	39
3.4.1	A VÁLVULA ESFÉRICA MODIFICADA	41
3.5	PONTOS PRINCIPAIS	41

<b>4</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES .....</b>	<b>44</b>
4.1	O MODELO DINÂMICO DO BALÃO .....	44
4.2	ANÁLISE DO MODELO DINÂMICO DE SUBIDA DA PLATAFORMA .....	46
4.3	O SISTEMA DE CONTROLE .....	50
4.4	SIMULAÇÃO DO SISTEMA DE CONTROLE .....	53
4.5	ANÁLISE DE ROBUSTEZ DO SISTEMA DE CONTROLE.....	57
4.5.1	SIMULAÇÃO COM MASSA DE 2 QUILOGRAMAS .....	57
4.5.2	SIMULAÇÃO COM MASSA DE 6 QUILOGRAMAS .....	59
4.5.3	SIMULAÇÃO COM UM RAIO MAIOR DE ESPESSURA DA VÁLVULA .....	61
4.5.4	SIMULAÇÃO COM VOLUME MAIOR DE HÉLIO .....	63
4.5.5	ESTRATÉGIA DE CONTROLE UTILIZANDO A CONSTANTE DE TEMPO.....	65
4.5.6	SIMULAÇÃO COM A LIBERAÇÃO DE CARGA ÚTIL .....	68
4.5.7	DISCUSSÃO .....	70
<b>5</b>	<b>CONCLUSÃO .....</b>	<b>72</b>
	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....</b>	<b>74</b>

# LISTA DE FIGURAS

1.1	O sistema Stratollite da empresa World View Enterprises em um voo de 16 dias. <i>Fonte: Travis Deyoe, Mount Lemmon SkyCenter, University of Arizona.</i> ..	2
1.2	Plataforma do LAICAnSat-5 com um módulo 3U e outro módulo 1U, utilizado na missão para filmagem do eclipse solar total de 2017 em Idaho, EUA. .	2
1.3	Comparação da dinâmica de flutuação de um balão de superpressão e de um balão de pressão zero. <i>Fonte: NASA</i> .....	4
1.4	Um balão de pressão zero do Project Loon da Google. <i>Fonte: wired.com</i> .....	5
1.5	Um balão de superpressão. <i>Fonte: NASA</i> .....	6
1.6	Um balão-sonda de látex.....	6
1.7	As camadas da atmosfera terrestre. <i>Fonte: todamateria.com.br</i> .....	7
1.8	Um dos lançamentos de Victor Hess.....	9
1.9	Estrutura da carga útil montada antes do lançamento.....	14
1.10	Imagem da superfície terrestre durante voo do LAICAnSat-1.....	14
1.11	Foto da sombra da Lua projetada na superfície da Terra, tirada pela plataforma LAICAnSat 5 - NASA APOD, 27 de Agosto de 2018.....	16
2.1	Fluxograma do modelo dinâmico de subida do balão. ....	25
2.2	Resposta ao degrau unitário com especificações de controle transitório. <i>Fonte:[50]</i> .....	27
3.1	Imagem de uma válvula esférica.....	29
3.2	Imagem de uma válvula agulha. ....	30
3.3	Imagem de uma válvula solenoide. ....	31
3.4	Imagem da válvula esférica em PLA. ....	31
3.5	Imagem da parte interna da válvula esférica em PLA. ....	32
3.6	Visão frontal do CAD projetado para a válvula de PLA. ....	33
3.7	Visão frontal do CAD projetado para a válvula de PLA. ....	33
3.8	Imagens dá válvula em PLA construída.....	34
3.9	Válvula solenoide adquirida durante o teste de vedação submerso em água. ....	34
3.10	Bocal construído para as novas válvulas com roscas industriais. ....	35
3.11	Teste da válvula solenoide.....	36
3.12	Válvula esférica adaptada com impressão em PLA. ....	37
3.13	Válvula esférica adaptada com impressão em PLA com vista explodida. ....	37
3.14	Válvula esférica desenvolvida. ....	38

3.15	Teste da válvula esférica. A esquerda temos o balão cheio com Hélio e a direita o resultado após a válvula ficar aberta por 15 segundos. ....	38
3.16	Equipe realizando os preparativos para o lançamento do balão cativo. ....	39
3.17	Bocal de PLA quebrado após a descida do balão cativo. ....	40
3.18	Bocal desenvolvido após a experimento para a válvula esférica modificada. ....	41
3.19	Bocal desenvolvido após a experimento para a válvula esférica modificada com vista explodida. ....	42
3.20	Visão interna da válvula esférica modificada após a missão. ....	43
3.21	Visão externa da válvula esférica modificada após a missão. ....	43
4.1	Simulação do modelo dinâmico versus os dados da missão LAICAnSat-2 com coeficiente de arrasto de 0.5. ....	47
4.2	Simulação do modelo dinâmico versus os dados da missão LAICAnSat-2 com coeficiente de arrasto de 4.8. ....	49
4.3	Sistema de controle proposto. ....	51
4.4	Simulação do controle de altitude com a lei de controle proposta. ....	54
4.5	Simulação da velocidade pelo tempo com a lei de controle proposta. ....	55
4.6	Simulação da atuação do servomotor pelo tempo com a lei de controle proposta. ....	55
4.7	Simulação da altitude pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 2 quilogramas. ....	58
4.8	Simulação da velocidade pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 2 quilogramas. ....	58
4.9	Simulação da atuação do servo pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 2 quilogramas. ....	59
4.10	Simulação da altitude pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 6 quilogramas. ....	60
4.11	Simulação da velocidade pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 6 quilogramas. ....	60
4.12	Simulação da atuação do servo pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 6 quilogramas. ....	61
4.13	Simulação da altitude pelo tempo com a lei de controle proposta com raio de espessura da válvula no valor de 0.01 metros. ....	62
4.14	Simulação da velocidade pelo tempo com a lei de controle proposta com raio de espessura da válvula no valor de 0.01 metros. ....	62
4.15	Simulação da atuação do servo pelo tempo com a lei de controle proposta com raio de espessura da válvula no valor de 0.01 metros. ....	63
4.16	Simulação da altitude pelo tempo com a lei de controle proposta com maior quantidade de Hélio. ....	64
4.17	Simulação da velocidade pelo tempo com a lei de controle proposta com maior quantidade de Hélio. ....	64

4.18	Simulação da atuação do servo pelo tempo com a lei de controle proposta com maior quantidade de Hélio. ....	65
4.19	Simulação da altitude pelo tempo utilizando a constante de tempo. ....	67
4.20	Simulação da velocidade pelo tempo utilizando a constante de tempo. ....	67
4.21	Simulação da atuação do servo pelo tempo utilizando a constante de tempo. ..	68
4.22	Simulação da altitude pelo tempo com liberação de carga útil. ....	69
4.23	Simulação da velocidade pelo tempo com liberação de carga útil. ....	69
4.24	Simulação da atuação do servo pelo tempo com liberação de carga útil. ....	70

# LISTA DE TABELAS

1.1	Lista de dispositivos eletrônicos utilizados nas missões LAICAnSat-1 e LAICAnSat-2.....	13
1.2	Lista de dispositivos eletrônicos utilizados na missão LAICAnSat-5.....	15
1.3	Lista de dispositivos eletrônicos utilizados na missão LAICAnSat-6.....	16
2.1	Variáveis utilizadas na fórmula da Atmosfera Padrão Internacional [40].....	20
2.2	Camadas definidas dentro da atmosfera padrão internacional (ISA 1976) [39].	20
4.1	Variáveis de entrada para a simulação do modelo dinâmico. ....	46
4.2	Variáveis de desempenho e configuração esperadas do controlador.....	50
4.3	Conjunto de variáveis utilizadas na simulação. ....	52
4.4	Variáveis de entrada para a simulação do sistema de controle.....	53
4.5	Ganhos usados nos controladores PID. ....	53
4.6	Parâmetros da resposta transitória do sistema de controle. ....	65
4.7	Tempo de acomodação e constantes de tempo em função da altitude. ....	66



# Capítulo 1

## Introdução

A Engenharia Aeroespacial é o ramo da engenharia que, com base em diversas áreas do conhecimento, constrói aeronaves, espaçonaves e satélites, estruturas que desempenham missões em um ambiente hostil e de difícil acesso, o espaço sideral [1]. Uma possível consequência é o alto custo associado aos projetos desse setor e um dos grandes desafios que surgem aos engenheiros é achar formas alternativas, que sejam mais simples e baratas que as tradicionais, para possibilitar a pesquisa e o avanço tecnológico na área [2], [3]. Uma das alternativas para baratear pesquisas de voo suborbital foi o desenvolvimento de plataforma de balões de alta altitude também denominados Balloonsats. Tratam-se de projetos mais simples e baratos se comparados às tecnologias normalmente empregadas em missões espaciais, como o lançamento de pequenos foguetes [4].

Balões de alta altitude, do inglês *High Altitude Balloons*, são plataformas construídas com o propósito de executar missões científicas além de permitir o teste de novos conceitos e tecnologias [4]. Além do balão, que leva o experimento até a estratosfera, essas plataformas são compostas de carga útil, que contém os equipamentos para realizar o experimento, computador de bordo com sistemas de telecomunicações e telemetria e o sistema de paraquedas para permitir o pouso seguro da carga útil. Devido a versatilidade dos balões de alta altitude, as dimensões e a massa da carga útil podem variar de forma significativa, de gramas a toneladas, de centímetros a metros, dependendo do experimento a ser realizado. Os principais tipos de balões de alta altitude são: balão de alta pressão, balão de pressão zero e balão-sonda [5], [6]. Esses balões são selecionados de acordo com a dinâmica e duração do voo. A Figura 1.1 mostra um balão de alta altitude, o *Stratollite* da *World View Enterprises*, realizando uma missão de voo com duração prevista de 60 dias em uma altitude de aproximadamente 20 quilômetros.

Dentro deste contexto, o projeto LAICAnSat surge como uma plataforma de balões de alta altitude e baixo custo desenvolvido no Laboratório de Simulações e Controle de Sistemas Aeroespaciais da Universidade de Brasília que visa facilitar o alcance das pesquisas



Figura 1.1: O sistema Stratollite da empresa World View Enterprises em um voo de 16 dias.  
*Fonte: Travis Deyoe, Mount Lemmon SkyCenter, University of Arizona.*

universitárias de qualquer natureza até a estratosfera, em altitudes de 20 a 30 quilômetros da superfície da Terra. O objetivo principal é ter uma plataforma segura e confiável que possa propiciar a execução de missões científicas em alta altitude, testes com sensoriamento remoto e novas tecnologias de telecomunicações como o 5G [7], [8]. O LAICAnSat possui uma carga útil de massa inferior a 4kg e é lançado com um balão-sonda. Devido a essas características, pode ser classificado como um Balloonsat [9]. A Figura 1.2 mostra a carga útil da plataforma LAICAnSat utilizada na missão Kuaray realizada pelo LAICAnSat-5. A proposta da missão foi realizar a filmagem de um eclipse solar total utilizando uma câmera de 360 graus a partir da estratosfera, dentro do projeto da NASA conhecido como *Eclipse Ballooning Project*.



Figura 1.2: Plataforma do LAICAnSat-5 com um módulo 3U e outro módulo 1U, utilizado na missão para filmagem do eclipse solar total de 2017 em Idaho, EUA.

## 1.1 Os tipos de balões

Conforme já mencionado, os balões de alta altitude são classificados em três classes: os balões de pressão zero, balões de superpressão e os balões-sonda de látex [22], [23].

Os balões de pressão zero são denominados assim por não existir diferença de pressão entre o interior e o exterior do balão. Os balões estratosféricos de pressão zero são compostos por uma válvula de exaustão, aberturas de escape, mecanismo de separação, paraquedas, carga útil e sistema de amortecimento de impacto. O balão é feito de um filme fino de polietileno e é construído a partir de vários gomos cortados individualmente. Fibras de alta resistência, também chamadas de fitas de carga, são utilizadas como reforço nas juntas entre os gomos. Essas fibras ligam o topo do balão à carga útil. A válvula de exaustão é utilizada para controlar a altitude do balão, a partir da liberação ou não do gás contido no balão. Os balões de pressão zero são caracterizados pelas aberturas de exaustão, localizados na parte inferior do balão. Após o balão expandir até atingir o volume máximo, o gás que está contido no balão transborda pelas aberturas de exaustão, mantendo, assim, a plataforma a uma altitude constante. O mecanismo de separação é também chamado de dispositivo de terminação de vôo. Como o termo indica, esse mecanismo separa o experimento do balão, provocando a queda da carga útil e o fim do período de flutuação do balão. O termo carga útil leva em consideração tanto o experimento motivador do lançamento quando os sistemas de telemetria e telecomunicações, potência e o lastro, para contrabalancear o empuxo resultante do balão.

Balões de superpressão são balões que possuem volume quase constante, desde o lançamento até flutuação. Essa característica é muito importante devido ao comportamento indesejável apresentado pelos balões de volume variável, principalmente durante o período de flutuação. Os balões de pressão zero são estáveis quando ganham altitude, durante a flutuação, mas são instáveis quando perdem altitude, tendo que liberar parte do contrapeso que levam para diminuir o peso. Assim, quando a carga de contrapeso termina, não é possível manter a altitude do balão. Já os balões de alta pressão são estáveis quando ganham e quando perdem altitude. Se, durante a flutuação, um balão de alta pressão ganha altitude, a menor densidade do ar atmosférico faz com que o vetor empuxo diminua em módulo. Por outro lado, se o balão perde altitude, a maior densidade do ar faz com que o vetor empuxo aumente em módulo, um comportamento natural que mantém o balão em uma altitude estável. Dessa forma, os balões de alta pressão tem um período de flutuação muito maior que os balões de pressão zero, permitindo missões que podem chegar a 100 dias de duração [4].

Balões-sonda, também chamados de balões meteorológicos, são normalmente feitos de borracha natural, especificamente látex. O látex oferece propriedades de alongamento,

podendo ser estendido em até 5 vezes em uma direção. Devido a essa propriedade, um balão-sonda tem o volume alterado devido a variação das forças internas e externas durante o voo, voltando ao seu estado natural uma vez que as forças cessam. Quando um balão desse tipo chega em torno de 30 quilômetros de altitude, a membrana de látex expande em um fator de 22 vezes devido ao fato de que a pressão atmosférica nessa altitude chega a ser 1% da pressão atmosférica ao nível do mar, fazendo com que o balão estoure, encerrando o voo [4]. Esse tipo de balão é barato em relação aos balões de pressão zero e aos balões de superpressão, sendo amplamente utilizado em missões meteorológicas.

Os balões de pressão zero e os balões de superpressão possuem características que viabilizam sua utilização em missões que exijam flutuação por longos períodos de tempo, sendo ideais para missões científicas em alta altitude. Entretanto, são muito caros e necessitam de muito cuidado no seu manuseio. O balão de superpressão possui um volume bem definido devido a força de suas paredes, de forma que a força de empuxo exercida no balão se mantém constante durante todo o voo. O balão de pressão zero possui um volume variável durante o voo, mas sua construção faz com que ao chegar em uma altitude predeterminada, seu volume permaneça constante através da saída de gás do balão. Dessa forma um balão de pressão zero nunca será capaz de chegar até a altitude limite no qual ele estouraria, já que o gás excedente é liberado na atmosfera. Esse balão possui a vantagem de ser mais barato que um balão de superpressão, mas possui a desvantagem de perder gás devido a variação de temperatura nos ciclos de dia e noite, de forma que ele começa a perder altitude naturalmente ao decorrer dos dias. Isso exige um sistema de lastro para compensar a perda de gás e assim manter a altitude de flutuação desejada. A Figura 1.3 mostra a comparação de um voo utilizando um balão de superpressão e um balão de pressão zero.

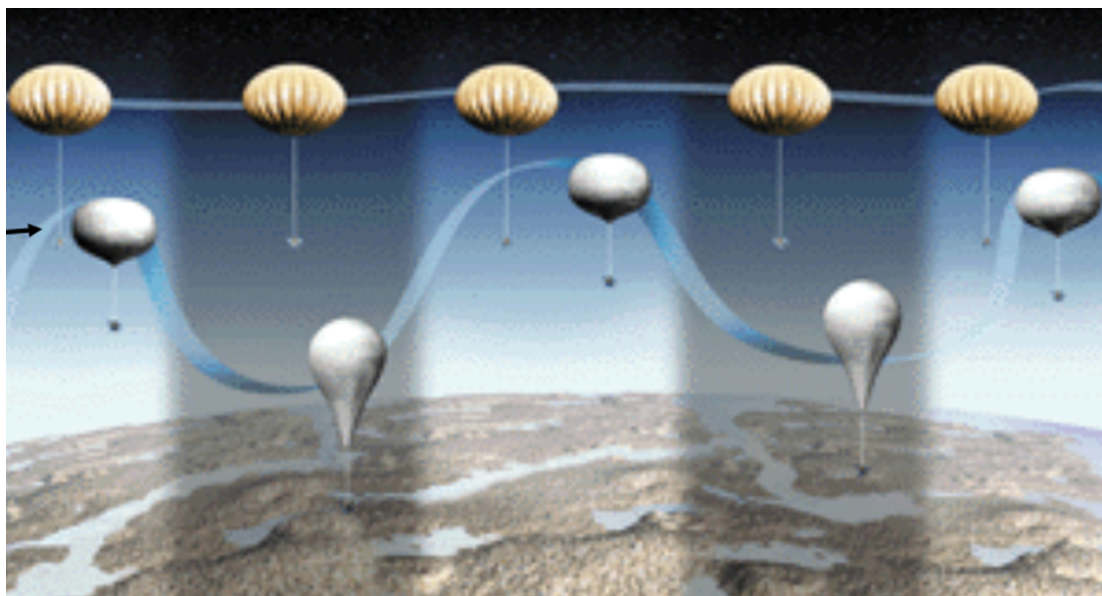


Figura 1.3: Comparação da dinâmica de flutuação de um balão de superpressão e de um balão de pressão zero. *Fonte: NASA*

O balão-sonda possui uma variação no seu volume em função da altitude devido a elasticidade de suas paredes. Essa característica faz com que a força de empuxo do balão seja difícil de prever e por sua vez seja difícil medir a quantidade de gás necessária para executar uma missão de flutuação. Entretanto, o balão de látex é um balão muito barato em comparação aos outros tipos, sendo uma escolha ideal para projetos de baixo orçamento. Para permitir a flutuação segura de um balão-sonda, é necessário construir um sistema que seja capaz de controlar a força de empuxo do balão através da exaustão de gás.

Por último, o mercado de balões meteorológicos possui empresas bem consolidadas como a americana *Kaymont (Totex)*, a chinesa *Hwoyee* e a indiana *Pawan*. Uma das maiores empresas fabricantes de balões estratosféricos de pressão zero e de superpressão é a americana *Raven Aerostar* [22], [4]. A Figura 1.4 mostra uma imagem de um balão de pressão zero. A Figura 1.5 mostra um exemplo de balão de superpressão. A Figura 1.6 mostra um exemplo de balão-sonda.



Figura 1.4: Um balão de pressão zero do Project Loon da Google. *Fonte: wired.com*

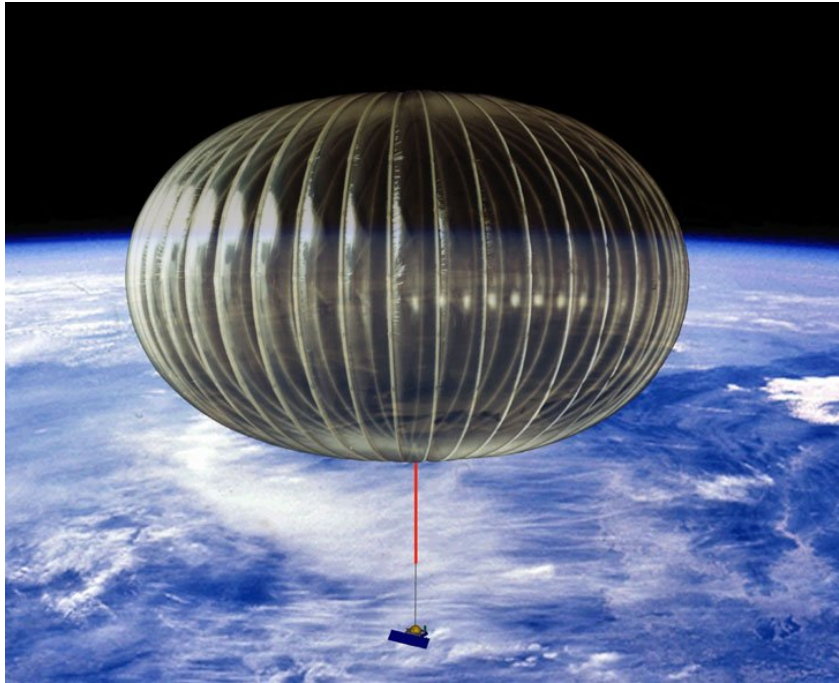


Figura 1.5: Um balão de superpressão. *Fonte: NASA*



Figura 1.6: Um balão-sonda de látex.

## 1.2 Os balões estratosféricos e as missões científicas

A utilização de balões nos últimos anos vem ganhando um espaço cada vez maior na realização de observações científicas e experimentos tecnológicos como substitutos de foguetes e satélites. A Figura 1.7 apresenta uma ilustração descrevendo as camadas da atmosfera em relação à altitude, explicitando a faixa de operação de um satélite de órbita baixa e de um balão em voo estratosférico.

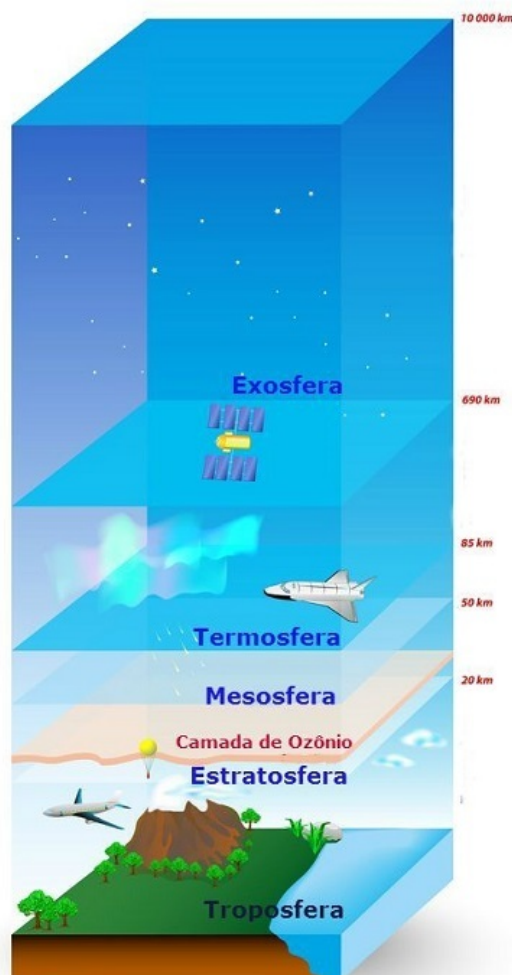


Figura 1.7: As camadas da atmosfera terrestre. Fonte: [todamateria.com.br](http://todamateria.com.br)

Dentre as vantagens observadas em missões com balões, destacam-se [4]:

- *Baixo custo*: Em relação aos custos básicos de um balão com o equipamento padrão, os custos de um pequeno foguete de sondagem é na ordem de 10 vezes maior, para um foguete grande com um pequeno satélite na ordem de 100 vezes maior e para um satélite grande na ordem de 1000 vezes maior. Além do custos de lançamento, os custos de operação e manutenção são menores, junto com os custos de desenvolvimento e testes necessários para performar missões espaciais confiáveis, o que torna as plataformas *High Altitude Balloon* (HAB) competitivas financeiramente.

- *Capacidade de levar cargas pesadas e volumosas:* Balões atmosféricos são capazes de levar cargas na ordem de uma tonelada para altitudes de 30 quilômetros, sem limitações de volume e de forma. Satélites por sua vez possuem limitação de volume devido a estrutura dos foguetes, além do alto custo por quilograma para o lançamento de satélites maiores.
- *Recuperação e reutilização da carga útil:* A carga útil de um balão pode retornar ao solo utilizando um paraquedas, o que permite sua recuperação. Assim, o mesmo equipamento pode ser reutilizado diversas vezes, além de ser possível corrigir erros e prover melhorias aos equipamentos da carga útil. As manutenções dos satélites após entrarem em operação são praticamente impossíveis, não podendo ser reutilizados após o fim de sua vida útil, o que torna as plataformas HAB um excelente custo benefício.
- *Pequeno tempo de preparação:* As missões com foguetes expõe os satélites a condições ambientais severas, além de intensas vibrações, o que exige um grande tempo de preparação devido aos inúmeros testes necessários. A carga útil de balões por sua vez é exposta a condições menos severas e pode sofrer manutenção ao ser resgatada, o que elimina a necessidade de um grande número de testes em relação aos satélites convencionais.
- *Observações em alta atmosfera:* Apenas balões e pouquíssimas aeronaves, podem efetuar observações em altitudes de 30-40 quilômetros. Os aviões comuns não conseguem voar em altitudes tão altas e foguetes passam por essa região rapidamente, impedindo uma grande coleta de dados. Satélites precisam estar em altitudes na ordem de 200 quilômetros ou mais para entrar em órbita, o que limita a observações de longa distância apenas. Trata-se portanto de um aparato de grande relevância para o avanço do conhecimento no campo das ciências da Terra, por exemplo.
- *Facilidade na operação de voo:* Experimentos de balões convencionais normalmente possuem comunicação estável e constante com a estação solo, o que propicia a recepção estável de dados de telemetria e operações detalhadas de voo durante toda a duração da missão. Em contraste, os satélites de sensoriamento remoto operam em baixa altitude, de forma que a comunicação com a estação solo só é possível a cada período de orbita.
- *Experimentos para a validação de tecnologias espaciais:* Balões científicos são usados também na pesquisa e desenvolvimento de tecnologias para foguetes e satélites. Um exemplo é o desenvolvimento de veículos espaciais para reentrada atmosférica, no qual são feitos experimentos de voo em alta velocidade através de uma queda livre da alta altitude para avaliar o comportamento aerodinâmico e estrutural do sistema.
- *Treinamento e desenvolvimento de recurso humano:* Missões espaciais com foguetes e satélites em geral são caras e complexas, sendo necessário realizar treinamento e capacitação dos profissionais. As plataformas com balões surgem como uma maneira de



introduzir alunos e profissionais inexperientes ao ecossistema de tecnologias espaciais, devido ao baixo risco e baixo custo desse tipo de missão.

O primeiro balão da história foi lançado pelos irmãos Joseph-Michel Montgolfier e Jacques-Étienne Montgolfier, em 5 de Junho de 1783, na região de Annonay, sul da França. Desde então muitos cientistas começaram a investigar tipos diferentes balões e a utilizá-los em novos experimentos científicos. Jacques Alexandre César Charles e os irmãos Robert (Anne-Jean Robert e Nicolas-Louis Robert) realizaram o primeiro vôo utilizando um balão com Hidrogênio. Joseph Louis Gay-Lussac subiu em um balão até a altitude de 8000 metros carregando um barômetro, um termômetro e um higrômetro para investigar a atmosfera. Victor Francis Hess levou um eletroscópio até 5000 metros para medir variação dos raios cósmicos com a altitude, ocasião registrada por um fotógrafo, vide Figura 1.8. Através do experimento foi possível comprovar que esses raios tinham como origem o espaço sideral [4], [10].



Figura 1.8: Um dos lançamentos de Victor Hess.

No início do século XX, diversas contribuições foram feitas para a concepção moderna de balões científicos. Em meados de 1930 a *Imperial Chemical Industries* desenvolveu o polietileno de baixa densidade, um material fino, leve, resistente e com boas características elásticas. Na década seguinte, diversas instituições de ensino superior, bem como a Marinha dos EUA, desenvolveram novas tecnologias, dentre materiais e equipamentos, permitindo o aumento da autonomia dos balões e também aprimorando a comunicação e controle a longa distância. Assim, foi possível executar experimentos mais elaborados. No final da década de 50, cargas úteis de mais de 1 tonelada já eram lançadas por balões estratosféricos, sendo levadas a 30 km de altitude. Os projetos *Stratoscope I e II*, e diversos outros, foram realizados por instituições como o *Smithsonian Observatory*, *Princeton University* e *Johns Hopkins University* [11]. Normalmente, tinham como tema experimentos de astrofísica,

testes com foguetes de sondagem, os Rockoons [12], ou então testes de componentes para as missões espaciais tripuladas. Por exemplo, os experimentos relacionados ao desenvolvimento de telescópios contribuíram, posteriormente, para o projeto do telescópio espacial Hubble. Com o avanço das pesquisas utilizando balões estratosféricos, diversos países criaram instituições responsáveis por conduzir experimentos e realizar lançamentos de balões [5].

Os avanços científicos foram vários ao longo das últimas décadas. Em [13], os autores apresentam um modelo matemático para calcular o movimento vertical de balões de pressão zero, considerando a transferência de calor interna e externa entre o gás e o ambiente. Utilizando dados empíricos coletados através de experimentos com balões, diversos coeficientes de atrito e de transferência de calor são calculados para ajustar os resultados do modelo matemático construído. Os autores são enfáticos ao relatar que não é possível discernir se os coeficientes obtidos podem ser usados de uma forma geral para balões científicos ou se tais valores empíricos se aplicam exclusivamente aos balões que foram utilizados para a coleta de dados, pois é necessário a coleta de 33 parâmetros para gerar a solução única das equações de movimento e energia apresentadas. Com o objetivo de validar o modelo desenvolvido, foram realizados vinte lançamentos com balões de diferentes materiais inflados com gás Hélio e gás Hidrogênio, tanto diurnos quanto noturnos. Os resultados finais demonstraram que o modelo preditivo teve uma boa aproximação com os dados experimentais, entretanto melhorias podem ser feitas através da coleta de uma amostra maior de dados experimentais para a calibração de coeficientes.

Em [14] e [15], é realizado um experimento com balões de superpressão para analisar as correntes de vento na linha do equador em escala global. O *Centre National d'Études Spatiales* (CNES), a agência espacial francesa, lançou seis balões de superpressão com 10 metros de diâmetro para realizar um voo de longa duração com o objetivo de coletar os dados das correntes de vento. Três dos balões lançados caíram logo após o lançamento, enquanto os outros três continuaram o voo por semanas em uma altitude variando entre 19 e 20 quilômetros. Dos balões restantes, dois deles caíram logo após cruzar o oceano pacífico, e apenas um dos balões conseguiu dar uma volta completa em torno da Terra. O experimento coletou dados relevantes e mostrou a importância dos balões para a coleta de dados da atmosfera.

Em [16], é proposto um modelo numérico que representa a dinâmica de um balão de pressão zero considerando os efeitos da transferência de massa, transferência de calor, peso da carga útil, espessura da parede do balão e um mecanismo de controle de velocidade para estabilizar a altitude em um ponto desejado. Os resultados das simulações mostram que o tempo de voo é uma função direta da quantidade de gás do balão, da espessura da parede do balão que impede o vazamento de gás pelas paredes e do peso total do sistema. A temperatura do gás de flutuação varia durante o voo devido aos efeitos da radiação solar, o

que modifica a força de empuxo modificando o volume do balão durante o voo. O sistema de controle de velocidade auxilia o balão a manter a altitude alvo por um tempo maior. Como trabalhos futuros, os autores discutem o desenvolvimento de uma célula combustível para produzir Hidrogênio durante o voo, de forma a aumentar o tempo de flutuação dos balões de semanas para anos.

Em [17], os autores desenvolveram um modelo matemático para prever a trajetória em três dimensões de um balão de látex. Uma missão experimental é proposta utilizando um balão de látex e uma carga útil contendo um smartphone para realizar o rastreamento em tempo real, uma câmera digital para obter fotos e vídeos e uma radio-sonda para coletar dados climáticos. Os resultados da missão experimental foram comparados com os dados da trajetória simulada tendo comportamentos distintos. A simulação estimou que o balão cairia cerca de 62.51 quilômetros de distância do ponto de lançamento, sendo que o balão caiu a 77 quilômetros do ponto de lançamento, tendo uma distância de 18.3 quilômetros entre o ponto de pouso real e o ponto simulado. Os autores propuseram que a causa do erro estaria ligada às incertezas na estimativa de subida do balão, incerteza na velocidade terminal de queda estimada e principalmente a incerteza do perfil de vento utilizado na simulação. Após corrigir as incertezas realizando uma calibração com os dados experimentais, a nova trajetória simulada se tornou mais precisa, se aproximando da trajetória real da missão. Apesar da melhora, o ponto de pouso da simulação calibrada foi de cerca de 7.8 quilômetros. O trabalho descrito foi um esforço conjunto entre o *Advanced Logistic Technological Engineering Center* (ALTEC), a *Politecnico di Torino* (PoliTo) e o *Osservatorio Astrofisico di Torino* (OATO).

Em [18], investiga-se os erros causados pelos sensores de temperatura, pressão e umidade devido a alta velocidade do balão durante a fase de descida. Esses erros fazem com que apenas metade dos dados coletados durante o voo possam ser aproveitados. Para solucionar o problema, duas técnicas distintas são selecionadas, realizar a fase de descida do balão utilizando uma válvula para liberar gás Hélio do balão e realizar a missão com dois balões, o primeiro é o responsável pela sustentação e o segundo age como um paraquedas durante a descida. As vantagens e desvantagens de cada método são discutidas, mostrando o cuidado necessário ao coletar dados em voos com balões atmosféricos.

Em [19], é proposto a construção de um *Balloonsat* para voos em alta altitude. É apresentado o projeto da missão e os critérios de eficiência energética, baixo custo, baixo peso e mecanismos redundantes em caso de falhas. O projeto propõe o desenvolvimento de uma válvula para ajustar a altitude máxima de voo de forma autônoma. Os trabalhos futuros preveem o desenvolvimento do sistema físico, a realização de testes experimentais e o remodelo para otimizar os sistemas.

Em [20] e [21], a equipe *ValBal* da Universidade de Stanford desenvolveu um sistema de controle de altitude utilizando um sistema de liberação de gás em conjunto com um

sistema de liberação de lastros para permitir voos de longa duração utilizando balões de látex no lugar de balões de superpressão. Vários testes experimentais foram realizados com a plataforma desenvolvida, buscando otimizar todos os sistemas, principalmente o sistema de controle. No décimo nono voo, a plataforma conseguiu alcançar um tempo de flutuação superior a 121 horas contínuas utilizando um balão de látex. Os resultados demonstram que o tempo de voo é limitado por três fatores: a quantidade de lastro, a capacidade energética dos módulos eletrônicos e a degradação do balão devido a radiação solar.

Os trabalhos descritos acima mostram alguns desafios presentes nas missões com voos com balões de alta altitude. Em [13], são expostas as dificuldades de criar modelos numéricos precisos devido à enorme quantidade de parâmetros atmosféricos que é necessário calibrar. Em [14], mostra-se um exemplo de aplicação meteorológica que necessita de voos de longa duração em altitudes constantes. Em [16], surge a proposta de utilizar um sistema de controle de altitude para balões de pressão zero, em conjunto com simulações numéricas para avaliar as características do voo. Em [18], é possível observar os desafios encontrados na coleta de dados atmosféricos precisos, o que impacta diretamente na coleta de dados experimentais para calibração de simulações numéricas. O trabalho [19] apresenta o projeto de plataforma de alta altitude com balões de uma nova equipe de pesquisadores. Em [20], é possível observar os resultados de um sistema de controle de altitude desenvolvido para balões meteorológicos de látex, possuindo ótimos resultados.

## **1.3 A plataforma LAICAnSAT**

O desenvolvimento da plataforma estratosférica LAICAnSat foi iniciado em 2013, na Universidade de Brasília em uma colaboração entre professores dos cursos de Engenharia Elétrica e Engenharia Aeroespacial. A proposta do projeto é desenvolver uma plataforma modular de baixo custo para aplicações científicas em alta e baixa altitudes. A plataforma é conduzida às proximidades do espaço por um balão de látex e espera-se aprimorar a plataforma para realização de longas flutuações, para permitir a liberação de carga útil e para permitir um pouso controlado. Uma breve apresentação dos estágios iniciais de desenvolvimento é apresentada a seguir. Uma explicação detalhada das escolhas de projeto e procedimentos definidos em cada missão pode ser encontrada nas referências [24], [25], [26], [28], [29], [30], [32], [33], [37].

### **1.3.1 As missões LAICAnSat 1 e 2**

O conceito e desenvolvimento do projeto se iniciam no ano de 2013, com os primeiros dois lançamentos acontecendo em 2014 (LAICAnSat-1 e LAICAnSat-2) permitindo o teste e a avaliação das soluções iniciais de hardware, da estrutura e da gerência das missões [24].

<i>Função do dispositivo</i>	<i>Modelo do dispositivo</i>
Regulador de tensão	MIC2941 da MICREL
Sensor de corrente	INA219 da Texas Instruments
Sensor de temperatura e pressão	BMP085
Sensor de temperatura e umidade	SHT15
Sensor de temperatura	DS18B20
Sensor de temperatura e pressão	MS5611
Computador de bordo	Teensy 3.1
Sensor de radiação Ultravioleta	UVM-30A
Sensor CMOS	CMOS IMX117 BSI da Sony
Câmera de filmagem	GoPro Hero 3 Black edition
Transmissor de posicionamento	Transmissor APRS BeeLine GPS
Baterias principal/subsistemas	LiFePO4 2100mAh da Nano-tech
Baterias APRS	4 pilhas LiFeS2 1.5V da Energizer

Tabela 1.1: Lista de dispositivos eletrônicos utilizados nas missões LAICAnSat-1 e LAICAnSat-2.

O objetivo principal do trabalho desenvolvido foi projetar, construir e lançar um experimento meteorológico com balão em alta altitude para testar aplicações de sensoriamento remoto e telecomunicações. Esta plataforma possui um amplo conjunto de sensores que fornece informações sobre temperatura, pressão, umidade e nível de luminosidade ultra violeta. Seu aspecto modular permite que outros sensores sejam facilmente incorporados ao módulo principal. O dispositivo de sensoriamento remoto é uma pequena câmera, que captura imagens da superfície da Terra de forma periódica. Essas imagens podem ser usadas para várias aplicações, como o monitoramento de florestas, da costa marítima ou das fronteiras do país. O computador de bordo possui quatro sensores para determinar a altitude da carga e sua posição. O LAICAnSat-1 representa uma etapa preliminar no desenvolvimento de projetos aeroespaciais complexos e também na formação de recursos humanos nos diferentes campos da engenharia [25], [26]. Os dispositivos utilizados durante a missão estão descritos na Tabela 1.1. A Figura 1.9 mostra a carga útil sendo preparada para lançamento e a Figura 1.10 mostra uma foto obtida durante o voo.

### 1.3.2 As missões LAICAnSat 3, 4 e 5

Com o objetivo de padronizar e miniaturizar a estrutura, optou-se por adotar as especificações de um CubeSat. Os CubeSats são satélites miniaturizados usados para diferentes missões, tais como pesquisas espaciais e comunicações radioamadoras, possuindo volume de 1 litro (um cubo de 10 cm) e massa de até 1,33 kg por módulo [27]. O projeto estrutural é baseado em uma plataforma modular montável podendo ter a quantidade de módulos arbitrária, de acordo com a necessidade do projeto. As missões utilizaram as especificações de um CubeSat 3U e 1U. A estrutura interna é composta por suportes interconectados que

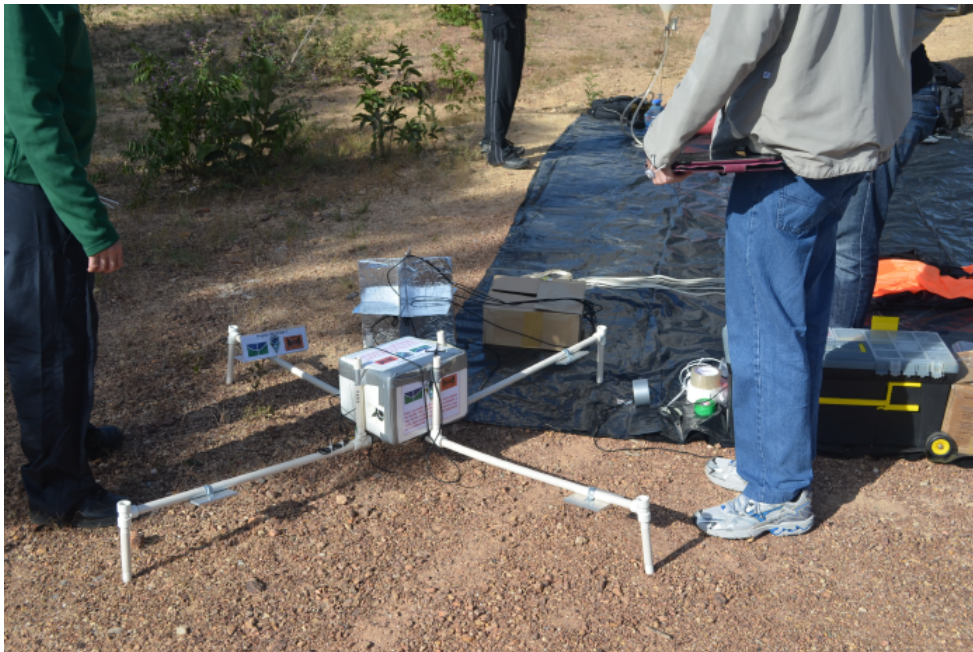


Figura 1.9: Estrutura da carga útil montada antes do lançamento.



Figura 1.10: Imagem da superfície terrestre durante voo do LAICAnSat-1.

<i>Função do dispositivo</i>	<i>Modelo do dispositivo</i>
Dispositivo de comunicação Xbee	XBP9B-XCST-001 da Digi International
Modulo GNSS	M8T da Ublox
Sensor de aceleração 3D e campo magnético 3D	LSM303DLHC
Sensor de temperatura e umidade	SHT15
Sensor angular 3D	L3GD20H
Sensor de temperatura e pressão	MS5611
Sensor de temperatura e pressão	BMP180
Computador de bordo	Teensy 3.1
Regulador de tensão	TPS62142
Transmissor de posicionamento	Transmissor APRS BeeLine GPS
Câmera de filmagem	Kodak PixPro SP360 360 Degree 2K
Câmera de filmagem	Kodak PixPro SP360 360 Degree 4K
Câmera de filmagem	Action Cam 4k Garmin Virb 360
Baterias	LiFePO4 2100mAh da Nano-tech

Tabela 1.2: Lista de dispositivos eletrônicos utilizados na missão LAICAnSat-5.

permitem a instalação de placas eletrônicas usando o padrão PC/104<sup>1</sup>. Além disso, a fabricação foi realizada por meio de tecnologias de prototipagem rápida [28]. Testes com um triciclo paráglider, [28] e [26], e análises numéricas permitiram aprimorar modelos teóricos e do sistema de controle para pouso autônomo [29].

Uma placa integrando toda a eletrônica foi construída para atuar como computador de bordo da plataforma LAICAnSat. Um dos requisitos dessa padronização foi a utilização do padrão de PC/104 [30], [31], muito utilizado em missões de CubeSat. O sistema embarcado desenvolvido possui um receptor GPS, Xbee, sensor de temperatura, pressão, umidade e sensores de posicionamento [32], [29].

Em 2017, dois testes foram realizados (LAICAnSat-3 e LAICAnSat-4) com o objetivo de analisar e validar o desempenho dos últimos sistemas desenvolvidos, afim de certificar a confiabilidade da plataforma para realizar a missão Kuaray. A proposta da missão foi realizar a filmagem de um eclipse solar total utilizando uma câmera de 360 graus a partir da estratosfera, dentro do projeto da NASA conhecido como *NASA Space Grant Eclipse Ballooning Project*. Essa missão (LAICAnSat-5) foi realizada em cooperação com a *Montana State University* em Idaho, Estados Unidos [33], [34], [35], [36]. Os dispositivos utilizados na missão estão descritos na Tabela 1.2.

---

<sup>1</sup>PC/104: É um padrão utilizado em computadores embarcados pequenos para montagem estrutural e comunicação via barramentos específicos.



Figura 1.11: Foto da sombra da Lua projetada na superfície da Terra, tirada pela plataforma LAICAnSat 5 - NASA APOD, 27 de Agosto de 2018.

<i>Função do sensor</i>	<i>Modelo do sensor</i>
Dispositivo de comunicação Xbee	XBP9B-XCST-001 da Digi International
Modulo GNSS	M8T da Ublox
Sensor de aceleração 3D e campo magnético 3D	LSM303DLHC
Sensor de temperatura e umidade	SHT15
Sensor angular 3D	L3GD20H
Sensor de temperatura e pressão	MS5611
Sensor de temperatura e pressão	BMP180
Computador de bordo	Teensy 3.1
Regulador de tensão	TPS62142
Transmissor de posicionamento	Transmissor APRS BeeLine GPS
Baterias	LiFePO4 2100mAh da Nano-tech

Tabela 1.3: Lista de dispositivos eletrônicos utilizados na missão LAICAnSat-6.

### 1.3.3 A missão LAICAnSat 6.1

A missão LAICAnSat-6 teve como objetivo desenvolver um método de teste experimental, com aquisição de dados, para avaliar o desempenho do sistema de reentrada com paraquedas, determinando se tal sistema é apto a ser implementado na plataforma, satisfazendo os requisitos do sistema de controle em desenvolvimento para a plataforma LAICAnSat. O teste empírico foi conduzido através do voo de um balão cativo, o que possibilitou vários lançamentos e a análise dos dados. Foi desenvolvida uma metodologia de execução do teste para que futuras missões aconteçam com mais facilidade. Essa missão surge como o primeiro passo para implementar uma plataforma de testes que seja segura e que necessite de um custo menor para a realização de testes com novas tecnologias [37]. Os dispositivos utilizados na missão estão descritos na Tabela 1.3.



## 1.4 Objetivos do trabalho

Dentro do contexto apresentado, o objetivo geral desta dissertação é a análise e desenvolvimento de um sistema de controle de altitude para plataformas estratosféricas, com enfoque no LAICAnSat. Especificamente, o problema a ser investigado envolve a análise numérica de um modelo de voo vertical, sistema de controle, construção de um protótipo e testes em bancada. O sistema em questão será acoplado ao balão para realizar o controle da vazão do gás utilizado em voo, normalmente Hélio ou Hidrogênio.

A atual dissertação é organizada em quatro capítulos, incluindo o capítulo de introdução atual. O Capítulo 2 apresenta os fundamentos matemáticos que compõem o movimento vertical de um balão em alta atmosfera, assim como uma breve descrição sobre o controlador proporcional integral derivativo. O Capítulo 3 descreve uma metodologia de testes utilizada na pesquisa com válvulas para liberação de Hélio, assim como a descrição de alguns tipos do sistema de controle de altitude e os resultados obtidos durante a construção de válvulas para a plataforma LAICAnSat. Um teste de campo realizado com a válvula é descrito e seus resultados são comentados. O Capítulo 4 apresenta o projeto de um sistema de controle para permitir a flutuação de um balão em alta altitude. Diversas simulações são feitas para validar e explorar diferentes cenários de missão e uma discussão em relação aos resultados é realizada. O Capítulo 5 aborda as conclusões obtidas no trabalho e os futuros trabalhos propostos.

# Capítulo 2

## Fundamentos físicos

O primeiro passo para o desenvolvimento de um sistema de controle consiste em identificar um modelo matemático que descreva o comportamento do sistema. Para esse trabalho, foi desenvolvido um modelo simplificado para observar a eficácia da lei de controle proposta através de simulações. Dentre as dificuldades encontradas na identificação dos parâmetros para tornar a simulação próxima do comportamento real, encontram-se parâmetros tais como o perfil dos ventos, perfil da velocidade de subida e descida do balão e a quantidade de Hélio [17]. Em vista dos desafios encontrados diante da variação dos parâmetros atmosféricos, decidiu-se construir um modelo matemático simplificado, buscando realizar aproximações com base em dados empíricos. O perfil dos ventos é desprezado em um primeiro momento e os efeitos de radiação solar estão simplificados através de uma equação de reta que lineariza a expansão do balão em função da altitude. O modelo matemático desenvolvido não busca prever com exatidão e riqueza de detalhes o comportamento de um balão de látex na atmosfera, mas sim descrever de forma básica os possíveis comportamentos do balão sonda de acordo com a altitude, de tal forma a se adequar ao perfil de voo da plataforma LAICAnSat. Para tanto, comparações com dados reais de missões passadas são realizadas.

O modelo matemático utiliza as equações da atmosfera padrão internacional desenvolvidas pela *International Organization for Standardization* (ISO) em conjunto com a *International Civil Aviation Organization* (ICAO) e a *National Aeronautics and Space Administration* (NASA), [38] para calcular as variáveis atmosféricas em função da altitude. O diagrama de forças do balão é feito considerando a força de empuxo do balão, a força gravitacional e a força de arrasto. Para um balão sonda de látex, é considerado uma variação do seu volume em função da altitude, o que influencia diretamente nas forças de arrasto e do empuxo do balão. O objetivo do modelo matemático é reproduzir as condições de voo das missões do LAICAnsat para realizar uma análise do sistema de controle proposto.

## 2.1 Atmosfera padrão internacional

A *International Standard Atmosphere* (ISA) é um modelo físico que busca descrever a variação de parâmetros climáticos de acordo com a variação de altitude em relação a atmosfera. Parâmetros como pressão, temperatura, densidade e viscosidade são obtidos experimentalmente, linearizados e tabelados para utilização como referência para diversas organizações internacionais. A ISO publica a atmosfera padrão como um padrão internacional, ISO 2533:1975 [39]. Existem outras organizações que realizam seus experimentos próprios para ajustar os valores de referência para algo mais próximo de sua região atmosférica, como a ICAO ou o governo dos Estados Unidos. A modelagem do sistema proposto começa na previsão do comportamento da atmosfera à medida que a altitude varia. A equação da atmosfera padrão internacional consiste em um modelo empírico que descreve a variação de pressão e densidade do ar à medida que altitude varia. Para tal, a atmosfera é dividida em várias camadas, que buscam descrever de forma linear como cada camada da atmosfera se comporta, conforme as seguintes equações [39]:

$$P_{atm} = P_{sl} \cdot \left( \frac{T_{sl}}{T_{sl} + L_{sl} \cdot (h - h_{sl})} \right)^{(g \cdot M / R \cdot L_{sl})}, \quad (2.1)$$

$$\rho_{atm} = \rho_{sl} \cdot \left( \frac{T_{sl}}{T_{sl} + L_{sl} \cdot (h - h_{sl})} \right)^{(1 + (g \cdot M / R \cdot L_{sl}))}, \quad (2.2)$$

$$P_{atm} = P_{sl} \cdot \exp\left(\frac{-g \cdot M \cdot (h - h_{sl})}{R \cdot T_{sl}}\right), \quad (2.3)$$

$$\rho_{atm} = \rho_{sl} \cdot \exp\left(\frac{-g \cdot M \cdot (h - h_{sl})}{R \cdot T_{sl}}\right). \quad (2.4)$$

Nas equações (2.1), (2.2), (2.3) e (2.4) o termo  $g$  representa a aceleração da gravidade,  $R$  a constante universal dos gases,  $M$  a massa molar do ar terrestre, formando um conjunto de variáveis que são constantes independente da camada. A variável  $T_{sl}$  corresponde a temperatura atmosférica medida no limite inferior da camada,  $L_{sl}$  corresponde à taxa de lapso da temperatura correspondente à camada e  $h_{sl}$  corresponde à altitude que define as fronteiras de cada camada.  $P_{sl}$  e  $\rho_{sl}$  são respectivamente pressão e densidade medidas na parte inferior da camada. Na Tabela 2.1 estão definidos os valores referentes ao modelo atmosférico desenvolvido pela NASA [38]. Na Tabela 2.2 estão os valores utilizados na fórmula da atmosfera padrão modelada neste trabalho. As equações (2.1) e (2.2) representam o modelo para densidade e pressão quando existe uma variação de temperatura, enquanto as equações (2.3) e (2.4) consideram que a camada possui temperatura uniforme.

Variáveis	Valores
$P_{sl0}$	101325 Pa
$P_{sl1}$	22552 Pa
$P_{sl2}$	2481 Pa
$\rho_{sl0}$	1.225 kg/m <sup>3</sup>
$\rho_{sl1}$	0.3629 kg/m <sup>3</sup>
$\rho_{sl2}$	0.0399 kg/m <sup>3</sup>
$\rho_{he}$	0.1786 kg/m <sup>3</sup>
$T_{sl0}$	288 K
$T_{sl2}$	216.5 K
$L_{sl0}$	-0.0065 K/m
$L_{sl2}$	0.001 K/m
$R$	8.3144598 J/mol/K
$g$	9.80665 m/s <sup>2</sup>
$M$	0.0289644 kg/mol

Tabela 2.1: Variáveis utilizadas na fórmula da Atmosfera Padrão Internacional [40]

Layer	Camada da Atmosfera	Altitude Geopotencial (m)	Altitude Geométrica Base (m)	Lapse Rate (°C/Km)	Temperatura Base (°C)	Pressão Atmosférica Base (Pa)	Densidade Atmosférica Base (Kg/m <sup>3</sup> )
0	Troposfera	-610	-611	+6.5	+19.0	108900	1.2985
1	Tropopausa	11000	11019	0.0	-56.5	22632	0.3669
2	Estratosfera	20000	20063	-1.0	-56.5	5474.9	0.0880
3	Estratosfera	32000	32162	-2.8	-44.5	868.02	0.0132
4	Estratopausa	47000	47350	0.0	-2.5	110.91	0.0020
5	Mesosfera	51000	51413	+2.8	-2.5	66.939	
6	Mesosfera	71000	71802	+2.0	-58.5	3.9564	
7	Mesopausa	84852	86000	-	-86.28	0.3734	

Tabela 2.2: Camadas definidas dentro da atmosfera padrão internacional (ISA 1976) [39]

## 2.2 A força de arrasto

Na dinâmica dos fluidos, arrasto é a força que faz resistência ao movimento de um objeto sólido através de um fluido [41]. O arrasto é resultado das forças de fricção, que agem em direção paralela à superfície do objeto, e de forças de pressão, que atuam em uma direção perpendicular à superfície do objeto. As forças de arrasto dependem da velocidade e da forma do objeto que são quantificadas através do coeficiente de arrasto [42]. Segundo [4], as forças aerodinâmicas que agem no balão são descritas pelas equações (2.5) e (2.6):

$$F_d = \frac{C_d \cdot \rho_{atm} \cdot A_d \cdot |v_w - v_b|^2}{2}, \quad (2.5)$$

$$F_s = \frac{C_s \cdot \rho_{atm} \cdot A_d \cdot |v_w - v_b|^2}{2}, \quad (2.6)$$

em que  $v_b$  é a velocidade do balão,  $v_w$  a velocidade dos ventos,  $C_s$  é coeficiente aerodinâmico da força lateral, do inglês *side force*  $F_s$ , que age perpendicular a força de arrasto  $F_d$ ,  $C_d$  é o coeficiente de arrasto,  $V_b$ ,  $\rho_{atm}$  é a densidade do ar atual e  $A_d$  é a área de secção transversal do balão, que para essa simulação é considerado constante com o raio sendo igual a  $R_f$  (raio final). Para um balão de raio  $R$ , temos  $A = \pi \cdot R^2$ . Como o modelo considera apenas o movimento vertical do balão e a força  $F_d$  é paralela ao movimento, a força  $F_s$  foi desprezada neste trabalho assumindo que sua ação horizontal nas condições de voo em análise não interferem de forma significativa no movimento vertical. Como o vento é desconsiderado durante o movimento vertical, a fórmula da força de arrasto é simplificada conforme descrito na Equação (2.7):

$$F_d = \frac{C_d \cdot \rho_{atm} \cdot A_d \cdot v_b^2}{2}. \quad (2.7)$$

## 2.3 A força gravitacional

Gravidade é um fenômeno natural pelo qual todos os objetos com massa ou energia são atraídos entre si [43]. Teoricamente a gravidade tem um alcance infinito, embora seus efeitos se tornem cada vez mais fracos em objetos mais distantes. No entanto, para a maioria das aplicações, a gravidade é bem aproximada pela lei da gravitação universal de Newton, que a descreve como uma força que faz com que dois corpos sejam atraídos um pelo outro, com a força proporcional ao produto de suas massas e inversamente proporcional ao quadrado da distância entre eles [44]. A fórmula da força gravitacional é descrita pela Equação (2.8):

$$F_p = G \frac{m_t m}{R_t^2} = m \cdot g, \quad (2.8)$$

em que  $m$  é a massa da plataforma do balão,  $m_t$  é a massa da Terra,  $R_t$  é o raio da Terra e  $G$  é a constante gravitacional universal. Os termos  $R_t$ ,  $G$ ,  $m_t$  são valores constantes que podem ser agrupados em uma constante  $g$  chamada aceleração gravitacional da Terra.

## 2.4 Equação de Bernoulli

Dentro da proposta do trabalho, tem-se como meta central o estudo de um sistema de controle de altitude do balão. Desse modo, para atuar na flutuação do balão foi planejada a utilização de uma válvula de pressão para liberar o gás Hélio interno ao balão, de forma a ajustar a capacidade de flutuação. Para modelar a atuação dessa válvula, se utilizou uma variação da equação de Bernoulli. Em dinâmica dos fluidos, a equação de Bernoulli descreve o comportamento de um fluido que se move ao longo de um tubo ou conduto. O princípio de Bernoulli afirma que para um fluxo sem viscosidade, um aumento na velocidade do fluido ocorre simultaneamente com uma diminuição na pressão ou uma diminuição na energia potencial do fluido [41]. A equação de Bernoulli despreza a viscosidade, a compressibilidade e os efeitos térmicos presentes no fluido e está definida na Equação (2.9), [45]:

$$\frac{v_{ib}^2}{2} + gh_b + \frac{P_b}{\rho_{he}} = \frac{v_{atm}^2}{2} + gh_{atm} + \frac{P_{atm}}{\rho_{he}}, \quad (2.9)$$

em que  $v_{ib}$  é a velocidade do gás na ponta da válvula interna ao balão,  $h_b$  é a altura da entrada da válvula referente ao plano de referência do sistema,  $P_b$  é a pressão interna ao balão,  $\rho_{atm}$  é a densidade do gás Hélio,  $v_{atm}$  é a velocidade de saída do gás na ponta da válvula externa ao balão,  $h_{atm}$  é a altura da saída da válvula referente ao plano de referência do sistema, externa ao balão e  $P_{atm}$  é a pressão atmosférica atual. Devido à pequena extensão da saída da válvula, tem-se  $h_b = h_{atm}$  e considerando que o Hélio dentro do balão se encontra em repouso, tem-se  $v_{ib} = 0$ , assim:

$$\frac{v_{atm}^2}{2} = \frac{P_b - P_{atm}}{\rho_{he}}, \quad (2.10)$$

$$v_{atm} = \sqrt{2 \left( \frac{P_b - P_{atm}}{\rho_{he}} \right)}. \quad (2.11)$$

A vazão de um fluido é definida pela Equação (2.12)

$$\frac{dV}{dt} = A_{valve} \cdot v_{atm} \quad (2.12)$$

em que  $\frac{dV}{dt}$  é a taxa de variação volumétrica e  $A_{valve}$  é a área de secção transversal da válvula. Substituindo a Equação (2.11) na Equação (2.12), obtém-se a Equação (2.13). Essa equação descreve a vazão da válvula em função da secção transversal, ou seja, o parâmetro

de controle. A equação é descrita por:

$$\frac{dV}{dt} = A_{valve} \cdot \sqrt{2 \left( \frac{(P_b - P_{atm})}{\rho_{he}} \right)}. \quad (2.13)$$

## 2.5 A força de empuxo

Os balões meteorológicos são tipos de máquinas aerostáticas que utilizam das diferenças de densidade entre o ar e seu interior para gerar sustentação [41]. A força responsável por tal fenômeno é conhecida como força de empuxo, definida por Arquimedes como [46]:

*Todo corpo imerso em um fluido sofre ação de uma força (empuxo) verticalmente para cima, cuja intensidade é igual ao peso do fluido deslocado pelo corpo.*

Dessa forma, para calcular o empuxo de um balão é necessário conhecer a densidade interna do balão, o volume de ar deslocado e a densidade externa ao balão. A força de sustentação do balão é definida a partir da Equação (2.14):

$$F_b = g \cdot V_b \cdot (\rho_{atm} - \rho_b), \quad (2.14)$$

em que  $V_b$  é o volume interno do balão,  $\rho_{atm}$  é a densidade atmosférica e  $\rho_b$  é a densidade interna ao balão.

## 2.6 Variação do volume e densidade do balão

Um balão de látex possui a característica de ter um grande aumento do seu volume durante sua subida devido ao fato de que sua pressão interna se mantém constante e a pressão externa diminui em função da altitude, de forma que essa diferença é compensada pela força elástica das paredes do balão. Para modelar tal fenômeno, foi considerado um aumento linear do volume em função da pressão atmosférica, em que se define o raio inicial  $r_i$  e o raio final  $r_f$  a partir de dados empíricos e definindo a equação da reta que inicia em um dos pontos e termina no outro. A Equação (2.15) descreve a variação de volume em função da altitude e da vazão da válvula:

$$V_b = \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot \left( r_f + \frac{r_i - r_f}{P_{sl0} - P_{sl2}} (P_{atm} - P_{sl2}) \right)^3 - \frac{dV}{dt} \cdot \Delta t, \quad (2.15)$$

em que  $P_{sl0}$  é a pressão da parte inferior da primeira camada,  $P_{sl2}$  é a pressão da parte

inferior da terceira camada,  $\frac{dV}{dt}$  é vazão volumétrica,  $P_{atm}$  é a pressão atmosférica atual e  $V_b$  é o volume atual do balão.

Devido à variação de volume do balão durante a subida, tem-se uma variação da densidade do gás interno ao balão proporcional à variação do volume. A Equação (2.16) descreve a variação da densidade interna em função da variação de volume e do volume de gás liberado a partir da atuação da válvula:

$$\rho_{bn} = \frac{M_i - \Delta M}{V_b} = \frac{(4/3) \cdot \pi \cdot r_i^3 \rho_{he} - \rho_b \cdot \frac{dV}{dt} \cdot \Delta t}{V_b}, \quad (2.16)$$

em que  $\rho_{bn}$  é a densidade do balão após a atuação da válvula,  $M_i$  é a massa inicial do balão,  $\Delta M$  é a quantidade de massa liberada do balão,  $\rho_{he}$  é a densidade do Hélio ao nível do mar,  $\rho_b$  é a densidade interna ao balão,  $V_b$  é o volume do balão e  $\frac{dV}{dt} \Delta t$  é o volume de gás liberado.

## 2.7 O modelo dinâmico de subida do balão

A segunda lei de Newton estabelece que a aceleração adquirida por um corpo é diretamente proporcional à resultante das forças que atuam sobre ele [44]. Como a aceleração representa a variação de velocidade por unidade de tempo, a segunda lei indica que as forças são os agentes que produzem as variações de velocidade em um corpo. Também chamada de princípio fundamental da dinâmica, foi concebida por Isaac Newton e forma, junto com outras duas leis, os fundamentos da mecânica clássica [44].

Desta forma, assumindo o movimento vertical, e conhecendo as forças que atuam sobre um corpo, é possível deduzir a aceleração, a velocidade e a posição resolvendo a equação diferencial resultante do somatório das forças. Assim, a dinâmica do balão pode ser definida pela Equação (2.17):

$$\dot{v} = \frac{F_b - F_p + F_d}{m}, \quad (2.17)$$

em que  $\dot{v}$  é a derivada da velocidade,  $F_b$  é a força de empuxo,  $F_p$  é a força gravitacional,  $F_d$  é a força de arrasto e  $m$  é a massa da plataforma do balão. A Figura 2.1 mostra um fluxograma das equações físicas descritas ao longo deste capítulo que formam o equacionamento do modelo dinâmico de subida do balão, sendo que está descrito internamente aos blocos as variáveis no qual as equações são dependentes.



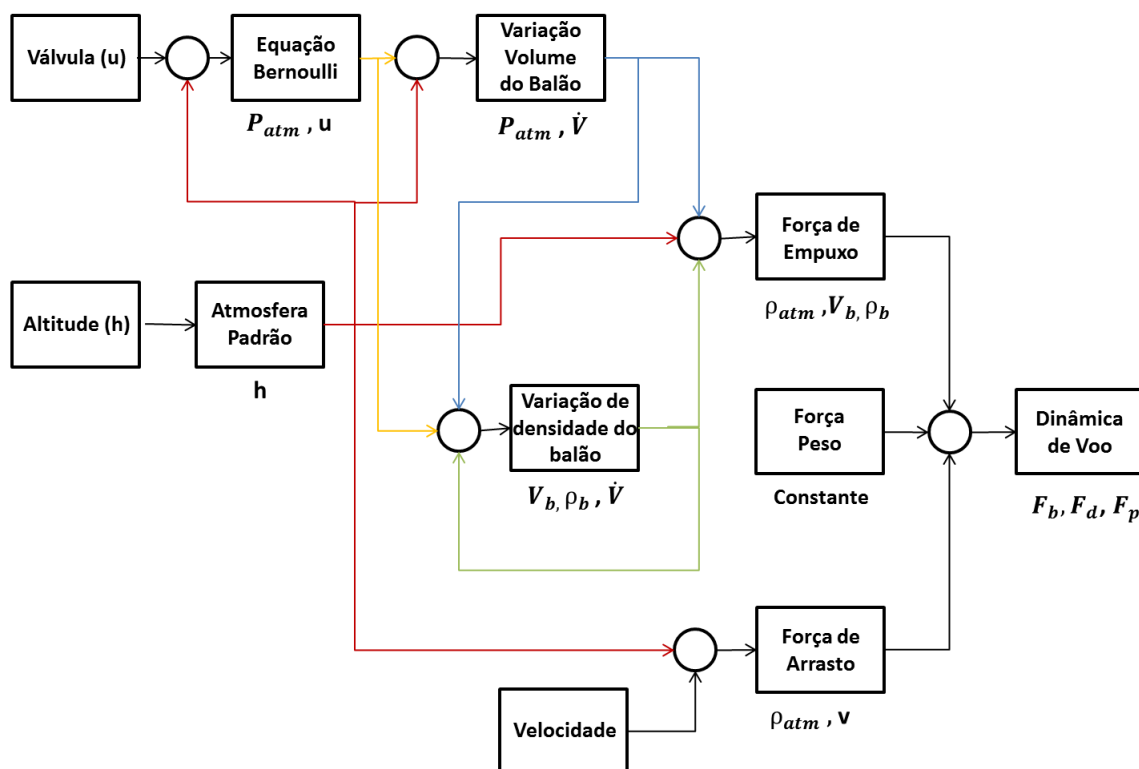


Figura 2.1: Fluxograma do modelo dinâmico de subida do balão.

## 2.8 Controlador proporcional integral derivativo

O objetivo geral deste trabalho consiste na construção de um sistema de controle que vai atuar em um voo atmosférico com um balão de látex. Entretanto, como a atmosfera apresenta incertezas devido a variação dos valores climáticos dependentes do dia e da hora, o modelo vai apresentar limitações e incertezas de como o objeto vai operar em uma missão real. Uma ferramenta central para lidar com incertezas e comportamentos inesperados é o uso de um controlador com realimentação para calcular um possível erro e automaticamente realizar correções. Um sistema clássico de realimentação é feito com o controlador proporcional integral derivativo (PID). Este controlador calcula um valor de erro continuamente utilizando a diferença entre um ponto referência desejado e a variável do processo que precisa ser ajustada. A correção é aplicada através de três tipos de ganhos; proporcional, integral e derivativo, do qual se origina o termo PID [47], [48].

- *Ganho proporcional:* É um ganho responsável por minimizar o erro calculado entre a referência desejada e a variável controlada. Quando o erro se torna zero, a ação proporcional é zerada;
- *Ganho integral:* É um ganho que contabiliza os valores passados do erro calculado entre a referência desejada e a variável controlada e as integra sobre o tempo para contabilizar o erro acumulado. Esse termo visa minimizar o erro residual do sistema após a aplicação do ganho proporcional no controle da planta;

- Ganho derivativo: É um ganho responsável por estimar o erro futuro calculado entre a referência desejada e a variável controlada se baseando na taxa de variação atual do erro. É chamado de controle antecipatório, no qual o controle age baseado na taxa de mudança do erro, funcionando como um termo de amortecimento em relação a rápidas mudanças na variável de controle.

A calibração dos ganhos na malha de realimentação é uma parte importante do processo para se garantir um controle otimizado do sistema. O valor de cada ganho varia de acordo com as características de resposta do sistema, do comportamento do sensor de medição da variável, do elemento de controle que atua ativamente no sistema e nos possíveis atrasos apresentados pelos sinais e microcontroladores. Um método bem conhecido para realizar a calibração é o método heurístico de *Ziegler-Nichols*, que consiste em realizar testes modificando o ganho proporcional, enquanto o ganho integral e derivativo se encontram zerados. No instante que o ganho proporcional consegue estabilizar o sistema com períodos oscilatórios consistentes, se obtém o período de oscilação, que será usado em conjunto com o ganho proporcional relacionado para calcular os ganhos integral e derivativo de acordo com o tipo de controlador [49]. A equação (2.18) define o sinal de saída do controlador PID:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}, \quad (2.18)$$

em que  $K_p$  é o ganho proporcional,  $K_i$  é o ganho integral,  $K_d$  é o ganho derivativo,  $e$  é o sinal de erro,  $t$  é o tempo de integração.

### 2.8.1 Especificações da resposta transitória de um sistema de controle clássico

As características de um sistema de controle clássico são especificadas em termos de resposta transitória a uma entrada em degrau unitário. A resposta transitória depende das condições iniciais, sendo uma prática comum utilizar uma condição inicial padrão que é o sistema inicialmente em repouso, com a variável de saída e todas as suas derivadas em função do tempo iguais a zero. Antes de atingir o regime permanente, a resposta transitória de um sistema de controle apresenta oscilações amortecidas, de forma que algumas especificações são normalmente definidas [50], como tempo de atraso, tempo de subida, tempo de pico, máximo de sobressinal e tempo de acomodação. A Figura 2.2 mostra algumas especificações de desempenho para a resposta transitória ao degrau.

- *Tempo de atraso*  $t_d$ : trata-se do tempo requerido para que a resposta alcance metade de seu valor final pela primeira vez;
- *Tempo de subida*  $t_r$ : é o tempo requerido para que o sistema passe de 0% a 100% do valor final;

- *Tempo de pico  $t_p$* : é o tempo para que a resposta atinja seu pico de sobressinal;
- *Máximo de sobressinal  $m_p$* : é o valor máximo de pico da curva de resposta medido a partir do valor final, sendo comum utilizar porcentagem máxima.
- *Tempo de acomodação  $t_s$* : é o tempo necessário para que a curva de resposta alcance valores em uma faixa entre 5% e 2% em torno do valor final, permanecendo indefinidamente.

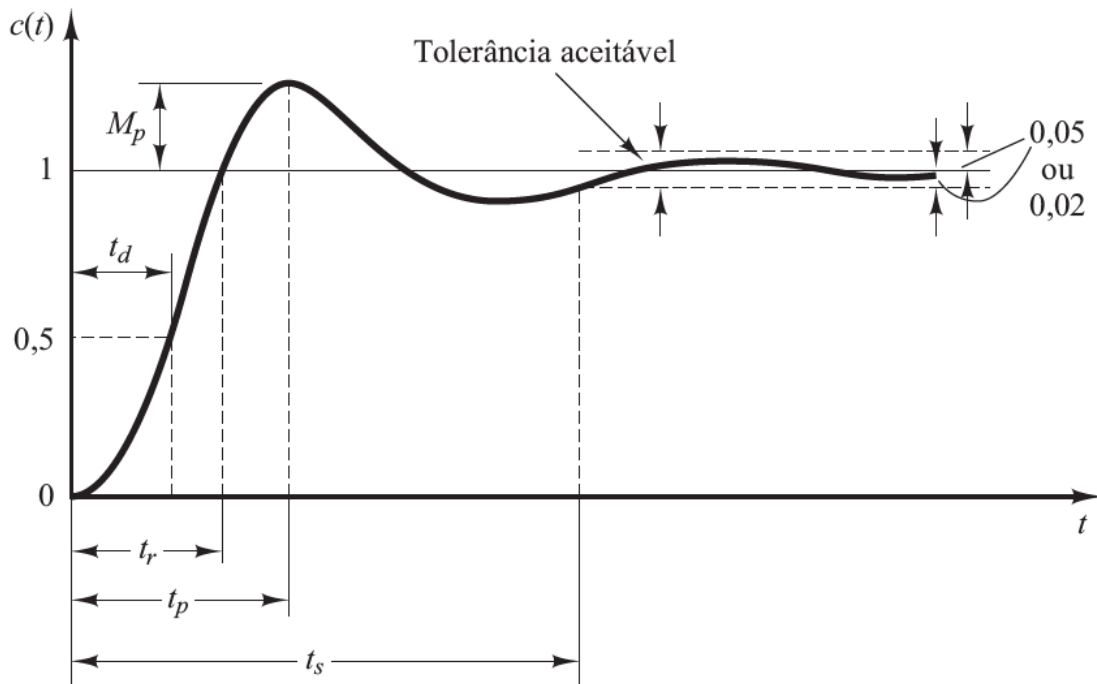


Figura 2.2: Resposta ao degrau unitário com especificações de controle transitório. Fonte:[50]

## 2.9 Pontos principais

O Capítulo 2 busca mostrar as bases físicas do movimento do balão, de forma a sintetizar um modelo dinâmico que reproduza o comportamento de um balão-sonda em um voo atmosférico. Essas equações serão utilizadas posteriormente para a realização de simulações numéricas com o objetivo de avaliar o desempenho do sistema de controle proposto para a realização de missões de flutuação.

# Capítulo 3

## Construção da válvula de pressão

O desenvolvimento do modelo dinâmico para um balão-sonda de látex foi o primeiro passo para o desenvolvimento de um sistema de controle de altitude. Como próximo passo, é necessário realizar a investigação de um atuador capaz de modificar a altitude da plataforma. Para a realização de tal tarefa, foi proposta a construção de uma válvula capaz de liberar o gás Hélio do balão de uma forma controlada. Assim, realizou-se uma investigação de diversos protótipos de válvulas para identificar as características de diferentes modelos, além de averiguar a utilização de prototipagem rápida com ácido polilático (PLA) na construção desse tipo de dispositivo. O objetivo é construir uma válvula funcional capaz de realizar testes experimentais em uma missão da plataforma LAICAnSat e testar a viabilidade da construção de válvulas em projetos abertos que possam ser compartilhados com a comunidade científica, incentivando os grupos de pesquisa realizarem missões de alta altitude e de longa duração.

A metodologia adotada durante a fase de projeto da válvula está descrita abaixo:

- Realizar uma investigação em relação aos tipos de válvulas do mercado;
- Projetar a válvula em *computer-aided design* (CAD) e realizar sua impressão 3D em PLA;
- Realizar testes para averiguar seu funcionamento mecânico;
- Realizar testes de vedação com o sistema submerso em água para verificar vazamentos com gás;
- Realizar testes de vazão com gás Hélio para averiguar o comportamento da válvula;
- Realizar um teste de voo com balão cativo para averiguar a válvula em ação durante uma missão.

### 3.1 Principais modelos de válvulas

Uma pesquisa bibliográfica foi realizada para selecionar alguns modelos de válvulas de pressão existentes em meio à enorme quantidade de soluções industriais existentes e que fossem adequadas para a aplicação proposta. Três tipos de válvulas foram selecionadas para tentar a reprodução via prototipagem rápida, a válvula esférica, a válvula agulha e a válvula solenoide.

- *Válvula esférica:* É uma válvula com uma esfera vazada por onde o fluido passa quando a válvula se encontra aberta. A válvula fechada faz com que a passagem da esfera fique perpendicular ao sentido do fluxo, de forma a impedir a passagem. Sua principal vantagem é a simplicidade do funcionamento, que proporciona agilidade no processo de abertura e fechamento, permitindo estancar o fluxo de forma eficaz e sem perdas de carga, mesmo sendo exposta a altas pressões. Devido a baixa necessidade de partes móveis, seu peso também é reduzido em relação a outros tipos de válvulas mais sofisticadas. A função principal da válvula esférica é o controle do fluxo do fluido em diversas tubulações e, devido ao seu excelente funcionamento, é uma das mais utilizadas nas indústrias de óleo e gás, além das residências [51], [52]. A Figura 3.1 mostra um exemplo de válvula esférica.



Figura 3.1: Imagem de uma válvula esférica.

- *Válvula agulha*: É uma válvula utilizada para ajustes finos de regulação em sistemas de vácuo ou para regulação da injeção de combustível do carburador ao motor em carros antigos [53]. Enquanto ela permanece fechada, a agulha realiza a vedação em um anel na própria válvula. Conforme a válvula vai sendo aberta, a agulha se separa do anel e é aberto um caminho anular em volta da ponta da agulha. O nível de ajuste é dado conforme a posição o pino em relação ao anel e como resultado é dada a associação entre o comprimento e o diâmetro. Portanto, quanto maior o comprimento, maior será o nível de regulação das válvulas de agulha. A Figura 3.2 mostra um exemplo de válvula agulha.



Figura 3.2: Imagem de uma válvula agulha.

- *Válvula solenoide*: É uma válvula eletromecânica controlada. Ela recebe o nome de solenóide devido ao seu componente principal ser uma bobina elétrica com um núcleo ferromagnético móvel no centro, sendo este núcleo chamado de êmbolo. Em uma posição de repouso, o êmbolo tampa um pequeno orifício por onde é capaz de circular um fluido. Quando uma corrente elétrica circula através da bobina, esta corrente cria um campo magnético que exerce uma força no êmbolo, o puxando em direção ao centro da bobina de modo que o orifício se abre. A válvula solenoide está entre os componentes mais utilizados em circuitos de gás e líquido em indústrias, sistemas de aquecimento, tecnologia de ar comprimido, automação industrial, piscinas, sistemas de aspersão, máquinas de lavar roupa, equipamentos odontológicos, sistemas de lavagem de carros e sistemas de irrigação [55]. A Figura 3.3 mostra um exemplo de válvula solenoide.



Figura 3.3: Imagem de uma válvula solenoide.

## 3.2 Prototipagem do sistema de controle de pressão

### 3.2.1 Válvula esférica projetada

Através da metodologia proposta, a válvula esférica foi a primeira escolha para ser projetada devido à sua simplicidade de construção. A impressão em PLA realizada não foi capaz de gerar uma esfera perfeita, possuindo um grande atrito com a parede que incapacitava o movimento da esfera, além de não possuir nenhuma capacidade de vedação devido às imperfeições da esfera. Dessa forma, o modelo foi descartado e um novo modelo de válvula escolhido. As figuras 3.4 e 3.5 mostram a válvula construída em PLA.

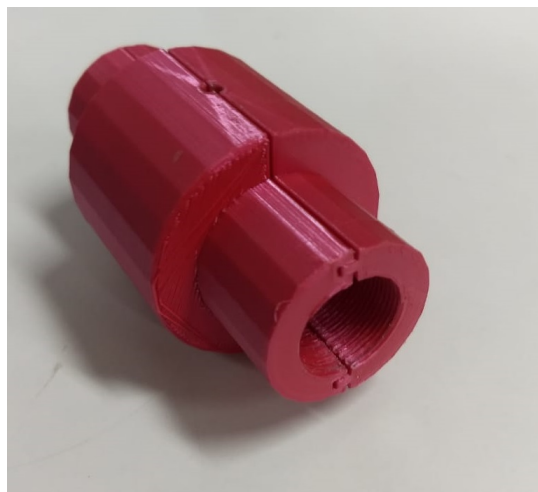


Figura 3.4: Imagem da válvula esférica em PLA.

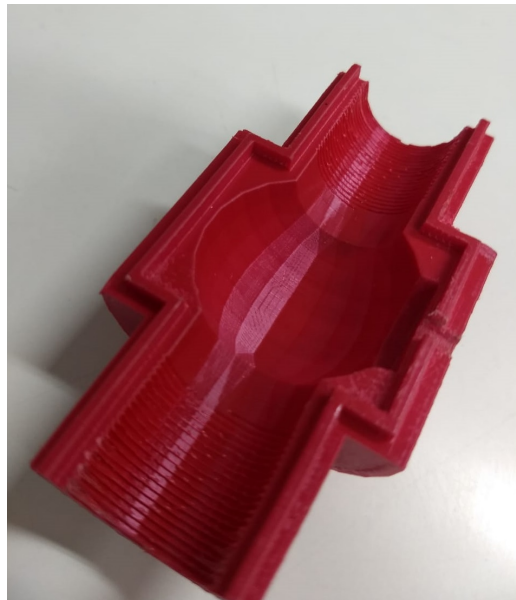


Figura 3.5: Imagem da parte interna da válvula esférica em PLA.

### 3.3 Válvula agulha projetada

A válvula escolhida para o segundo projeto foi a válvula agulha. Foi proposto utilizar um pino industrial encontrado em carburadores em conjunto com a impressão em PLA. O projeto desenvolvido pode ser observado na figuras 3.6 e 3.7. Um servomotor é acoplado a um eixo horizontal, que ao ser acionado movimentava um pino que realiza a vedação da válvula. No bocal superior, é possível observar o local para fixação dos sensores de pressão e temperatura, caso seja necessário, e uma abertura para permitir o enchimento do balão. A Figura 3.8 mostra o sistema construído, enquanto que as figuras 3.6 e 3.7 mostram o CAD desenhado para a impressão em PLA das peças.

Foram realizados testes de vedação utilizando gás Hélio a 50 PSI de pressão com a válvula submersa em água. O teste não foi bem sucedido devido ao enorme vazamento apresentado nas roscas. A impressão 3D utilizada apresenta pequenas imperfeições na superfície do material que compromete a capacidade de vedação. Foram levantadas diversas alternativas para solucionar o problema, como a utilização de colas e resinas para preencher as imperfeições, assim como a utilização de pinos de vedação comerciais encontrados no mercado automotivo. Entretanto, visto o tamanho do dispositivo e a necessidade de uma alta precisão nas dimensões do material, optou-se por tentar adaptar soluções comerciais que possuem precisão industrial na sua confecção. Desse modo, o protótipo de válvula desenvolvido foi descontinuado.



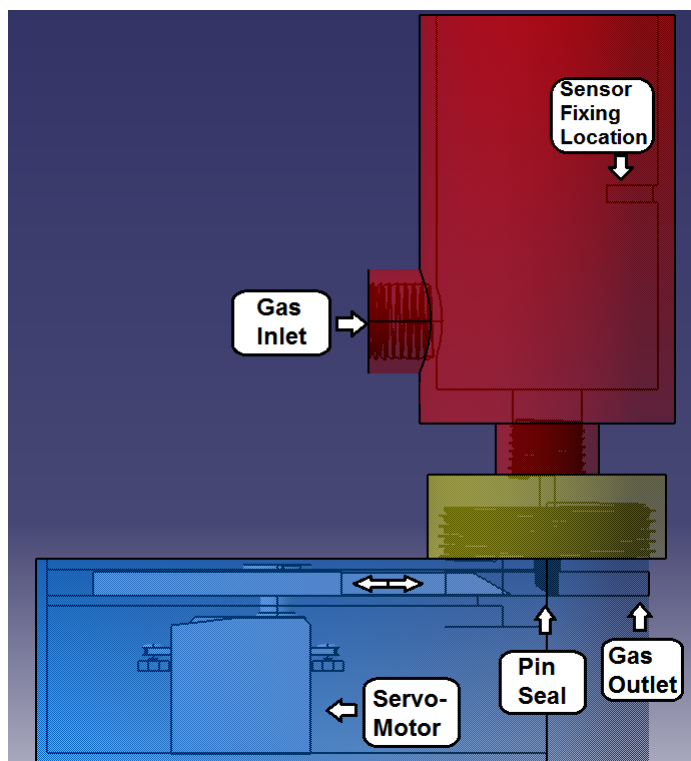


Figura 3.6: Visão frontal do CAD projetado para a válvula de PLA.

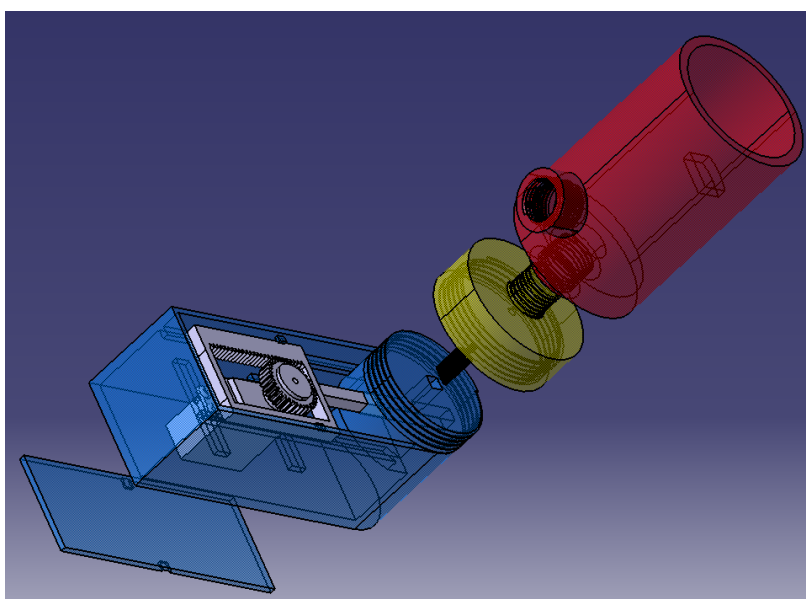


Figura 3.7: Visão frontal do CAD projetado para a válvula de PLA.

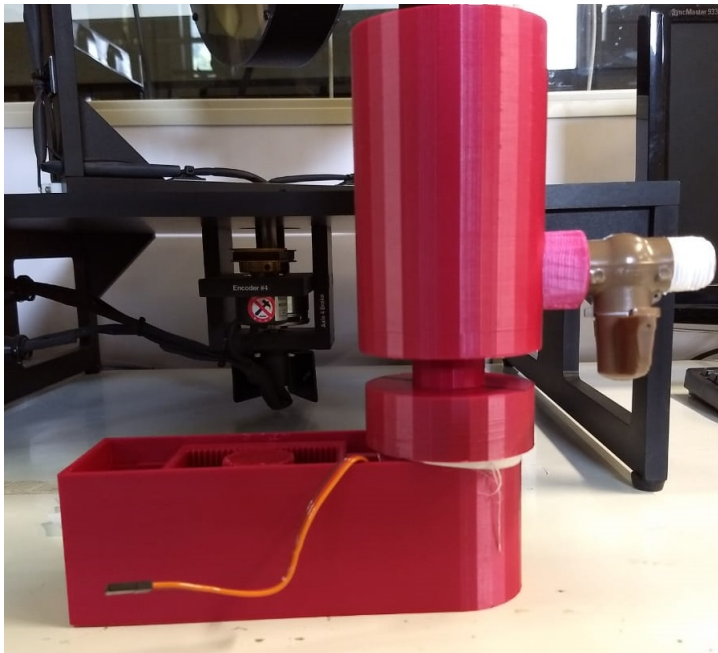


Figura 3.8: Imagens dá válvula em PLA construída.

### 3.3.1 Válvula solenoide adaptada

Para a realização das missões com a plataforma LAICAnSat, buscou-se encontrar uma solução compacta e barata. Foi adquirida uma válvula solenoide normalmente fechada utilizada para aplicações com água, com o propósito de fazer adaptações para permitir seu uso com gases. Um novo bocal foi projetado para se adaptar roscas comerciais e impedir o vazamento encontrado no teste anterior. Silicone foi utilizado para aumentar a capacidade de vedação da válvula solenoide. A Figura 3.9 mostra o sistema construído. A Figura 3.10 apresenta o bocal impresso em PLA que é preso no pescoço do balão e faz a conexão com a válvula solenoide.

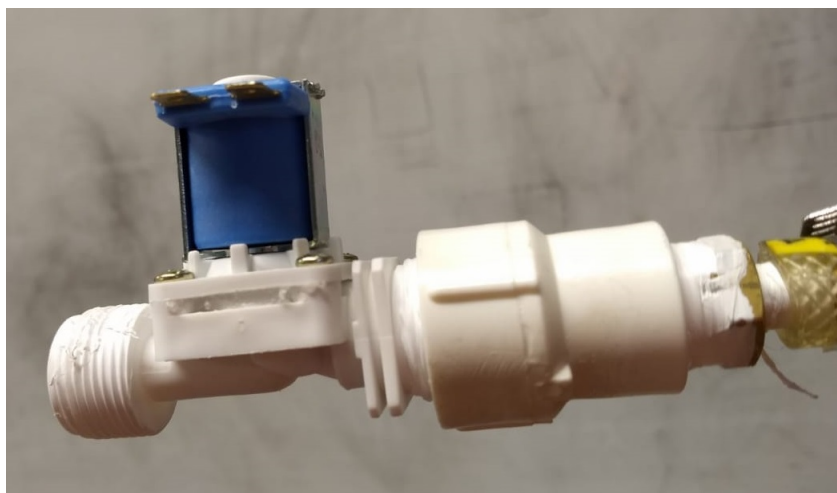


Figura 3.9: Válvula solenoide adquirida durante o teste de vedação submerso em água.

Testes de vedação utilizando gás Hélio a 50 PSI de pressão com a válvula submersa em água foram feitos. A válvula apresentou um vazamento mínimo, levando cerca de 40 minutos para despressurizar a mangueira utilizada para realizar o teste. O vazamento é inerente ao pequeno tamanho que as moléculas de Hélio apresentam [56]. Como o sistema em missão estará exposto a uma pressão menor do que a realizada no teste, o vazamento apresentado pode ser desprezado a princípio. Testes subsequentes foram realizados com um balão de látex com 22 polegadas preenchido com gás Hélio no qual um novo problema foi identificado. A vazão de Hélio utilizando a válvula solenoide foi muito pequena, de forma que se levou 20 minutos para um balão de 0.5 metros cúbicos esvaziar. Considerando que a pressão externa diminui de acordo com o aumento de altitude, a válvula em questão seria incapaz de esvaziar o balão em tempo suficiente antes que ele atingisse a altitude crítica no qual o balão estoura. A Figura 3.11 ilustra uma das etapas do teste realizado com o gás Hélio.

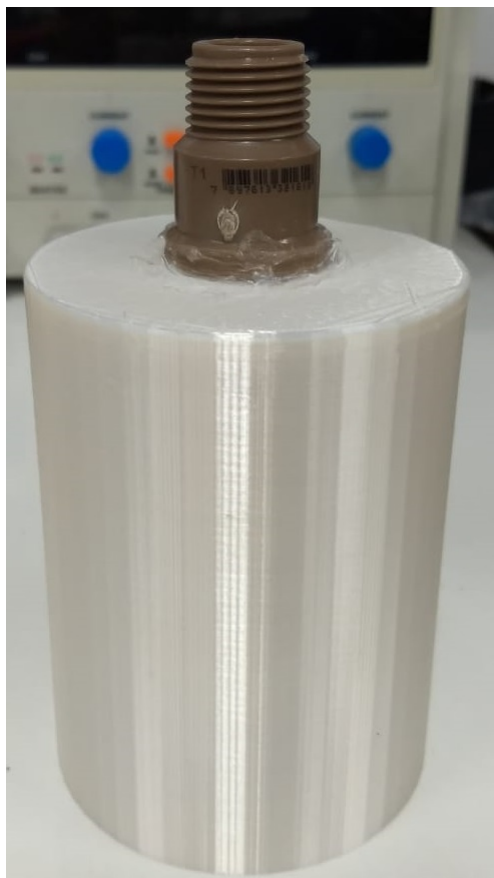


Figura 3.10: Bocal construído para as novas válvulas com roscas industriais.



Figura 3.11: Teste da válvula solenoide.

### 3.3.2 Válvula esférica adaptada

Após as diferentes limitações encontradas nos modelos descritos anteriormente, optou-se pela utilização de uma válvula esférica comercial com um conjunto de engrenagens e peças projetadas para o seu correto acionamento. Um servomotor foi adaptado utilizando peças construídas em PLA, através de prototipagem rápida, buscando sempre manter a modularidade do sistema. Assim o sistema construído pode ser facilmente adaptado no lugar da válvula solenoide. As figuras 3.12 e 3.13 apresentam vistas do CAD desenvolvido para a válvula esférica. A Figura 3.14 mostra o resultado final da válvula acoplada ao servomotor.

O teste de vedação com água foi realizado com sucesso. Para determinar o desempenho de vazão da válvula esférica, foi realizado um teste de vazão utilizando um balão de látex com 22 polegadas preenchido com gás Hélio. O teste foi bem sucedido, de forma que a válvula não apresentou nenhum vazamento perceptível durante mais de 15 minutos. Ao se abrir a válvula, o balão se esvaziou em questão de segundos, demonstrando um resultado melhor que o observado no teste com a válvula solenoide. Vale mencionar que as condições de pressão e temperatura se modificam consideravelmente em altas altitudes, o que modificará o desempenho da válvula. Com base nos resultados dos testes, a válvula foi escolhida para a realização da missão LAICAnSat-6.1. A Figura 3.15 mostra imagens do teste com balão preenchido com Hélio.

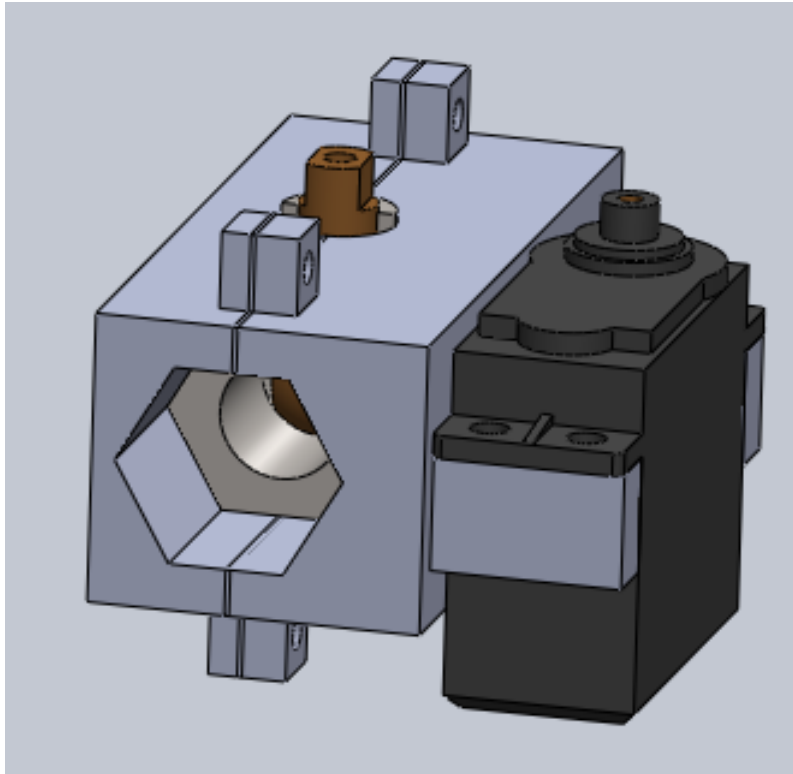


Figura 3.12: Válvula esférica adaptada com impressão em PLA.

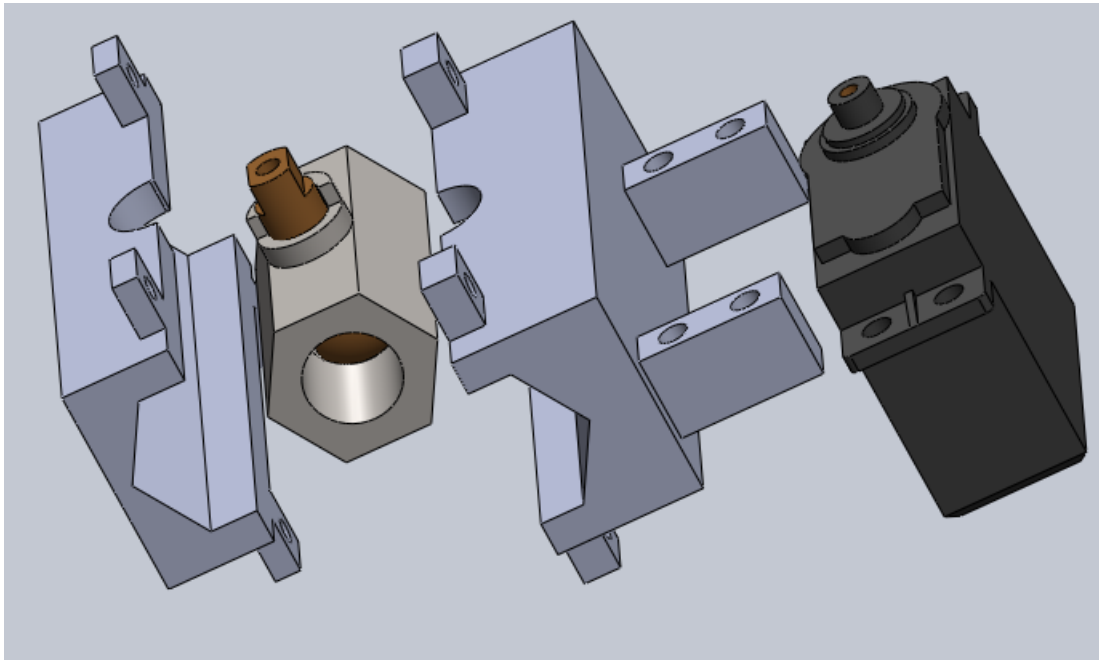


Figura 3.13: Válvula esférica adaptada com impressão em PLA com vista explodida.



Figura 3.14: Válvula esférica desenvolvida.

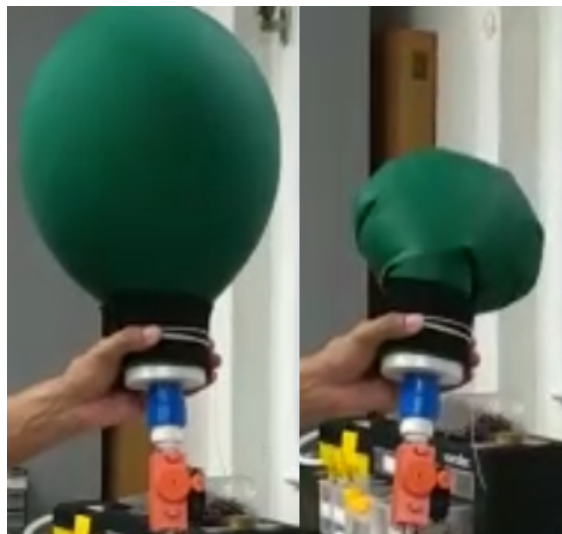


Figura 3.15: Teste da válvula esférica. A esquerda temos o balão cheio com Hélio e a direita o resultado após a válvula ficar aberta por 15 segundos.

### 3.4 A missão LAICAnSAT 6.2

Uma missão para continuar os avanços de desenvolvimento do LAICAnSat-6.1 foi realizada no ano de 2019. A missão tinha como objetivo promover melhorias no sistema cativo para experimentos com balão realizando testes de confiabilidade simultaneamente com outros experimentos. Estava prevista a realização de um teste de voo controlando um paraquedas ram-air remotamente para coletar dados de desempenho do paraquedas, como taxa de planeio, taxa de rotação e velocidade terminal, com o objetivo de no futuro construir um sistema de controle para pouso autônomo de paraquedas [29], [57]. Ao final do dia, seria realizado o teste com a válvula de pressão esférica com o objetivo de avaliar experimentalmente a taxa de vazão do balão em voo, o tempo necessário de atuação para começar a reduzir à altitude do balão em conjunto com testes de confiabilidade do sistema.

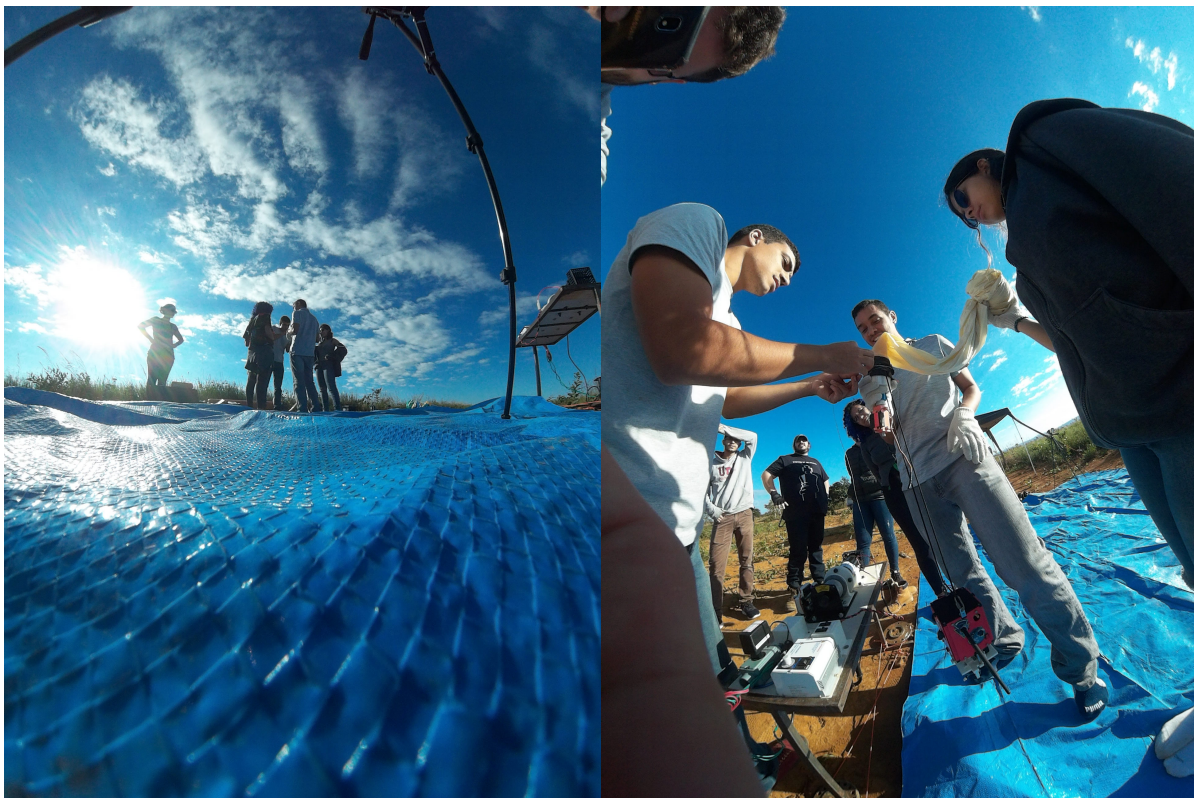


Figura 3.16: Equipe realizando os preparativos para o lançamento do balão cativo.

O sistema de balão cativo funcionou perfeitamente, sendo capaz de subir e descer o balão sem apresentar problemas. O teste de voo com o paraquedas ram-air falhou devido a um problema na abertura que não permitiu que o paraquedas inflasse completamente, fazendo com que o sistema tivesse um forte impacto ao chegar no solo e danificando partes estruturais e componentes eletrônicos da plataforma. Durante a descida do balão após a falha com o paraquedas, os ventos fortes fizeram com que os cabos de sustentação do sistema de telemetria do balão se enrolassem em torno da válvula, fazendo com que o bocal de PLA se quebrasse devido a uma torção. Assim, o teste previsto com a válvula não pode ser realizado. A Figura 3.17 mostra o local onde a válvula não resistiu devido à uma força de torção.



Figura 3.17: Bocal de PLA quebrado após a descida do balão cativo.



### 3.4.1 A válvula esférica modificada

Com os resultados obtidos durante a missão descrita na Seção 3.4, mudanças mecânicas foram implementadas para corrigir os problemas encontrados. Devido à quebra da estrutura de PLA que faz a conexão entre a válvula esférica e o bocal do balão, foi proposto que a válvula esférica ficasse internamente ao bocal do balão, de forma que ela não possa ser danificada pelas cordas que prendem o balão à carga útil. A válvula será testada novamente nas próximas missões agendadas pro futuro. As figuras 3.18 e 3.19 apresentam o CAD do bocal modificado para a acomodação interna da válvula e as figuras 3.20 e 3.21 mostram o resultado final do sistema construído.

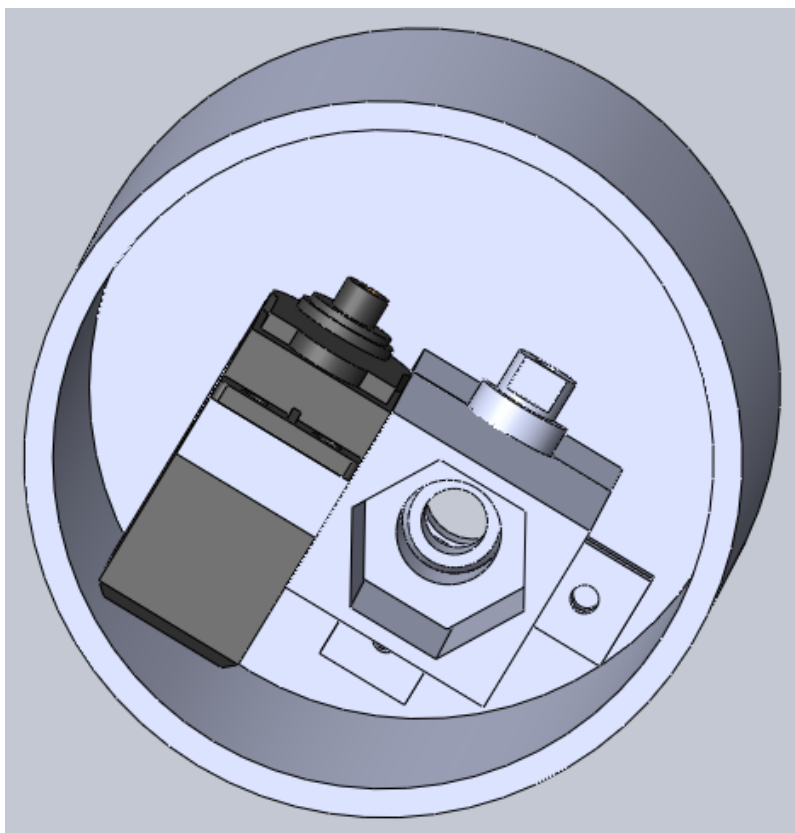


Figura 3.18: Bocal desenvolvido após a experimento para a válvula esférica modificada.

## 3.5 Pontos principais

O Capítulo 3 mostrou a metodologia utilizada para construir um protótipo de válvula de pressão que seja capaz de liberar gás Hélio durante o voo da plataforma LAICAnSat. Diversos modelos de válvulas foram construídos e testados para se observar um pouco do comportamento do gás Hélio e da capacidade de vedação das soluções apresentadas. As características físicas da válvula esférica modificada serão utilizadas como entrada dentro da simulação do sistema de controle proposto no próximo capítulo.

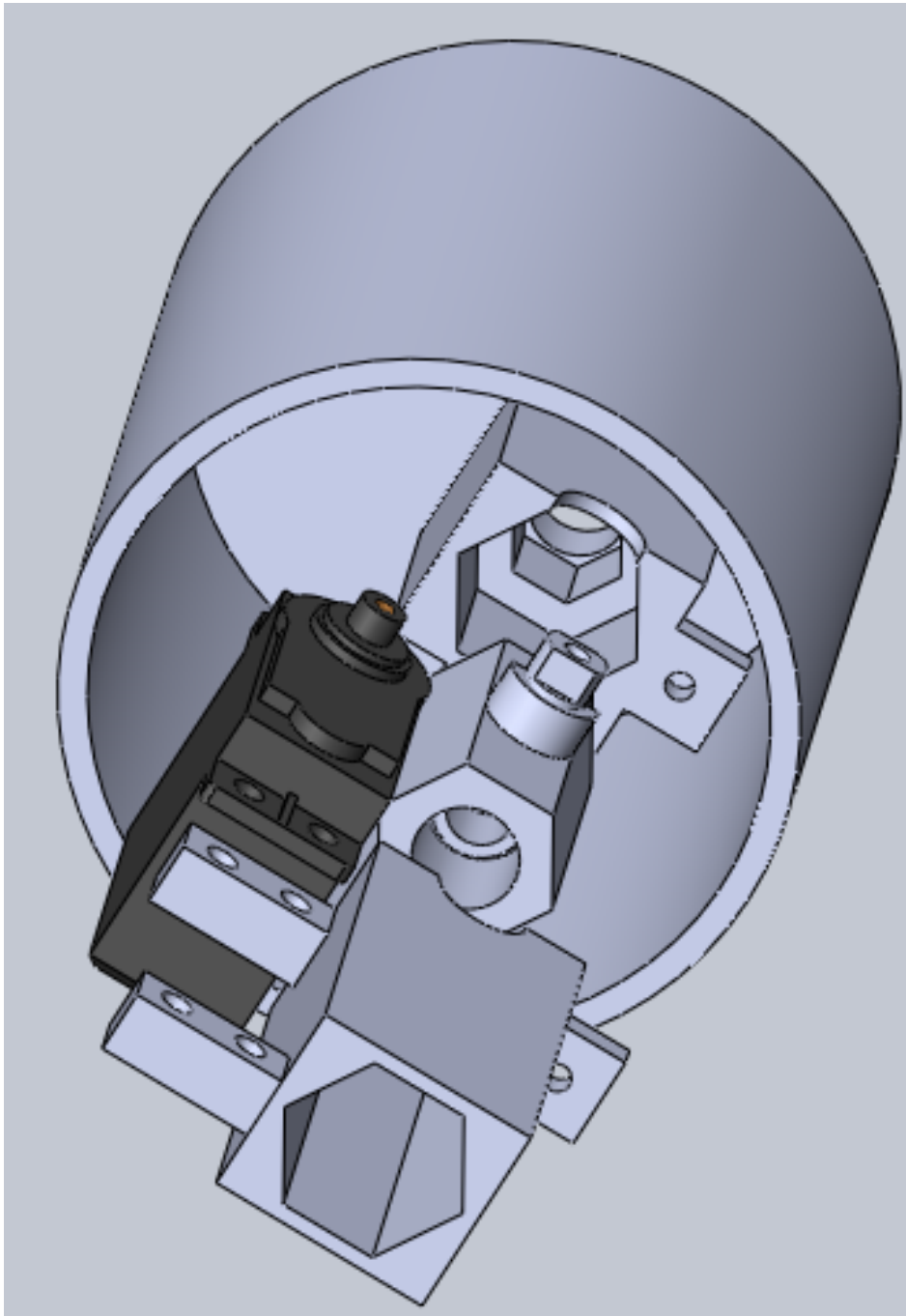


Figura 3.19: Bocal desenvolvido após a experimento para a válvula esférica modificada com vista explodida.

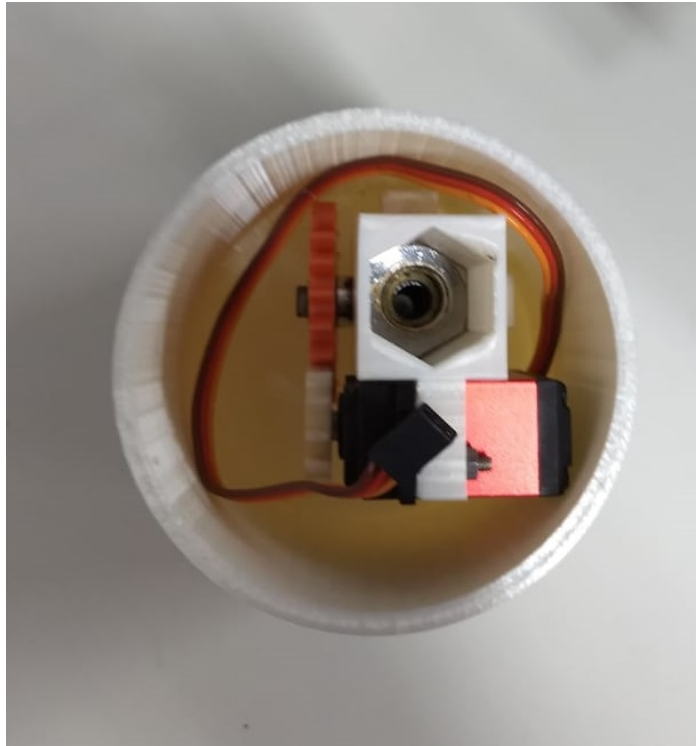


Figura 3.20: Visão interna da válvula esférica modificada após a missão.



Figura 3.21: Visão externa da válvula esférica modificada após a missão.

# Capítulo 4

## Resultados e discussões

Este capítulo apresenta simulações do modelo dinâmico do balão em comparação com dados de missão do LAICAnSat-2. Também são realizadas simulações com um sistema de controle PID para averiguar a estratégia de controle proposta para cada fase de missão. Em seguida são realizadas simulações com variações paramétricas com o objetivo de avaliar a robustez do sistema de controle proposto. Por último uma discussão dos resultados é apresentada.

### 4.1 O modelo dinâmico do balão

No capítulo dos fundamentos físicos foi apresentada a Equação (2.17) que descreve a somatória de forças que agem no balão durante a subida. Assim, podemos expandir essa equação substituindo as equações (2.7), (2.8) e (2.14) na Equação (2.17), obtendo a Equação (4.1) descrita abaixo:

$$\dot{v} = \ddot{h} = \frac{g \cdot V_b \cdot (\rho_{atm} - \rho_b)}{m} - \frac{C_d \cdot \rho_{atm} \cdot A_d \cdot v_b^2}{2m} - g. \quad (4.1)$$

A Equação (4.1) é função de diversas variáveis que mudam em função da altitude, o que aumenta a complexidade no momento de avaliar o impacto de cada variável no voo do balão. O fluxograma apresentado na Figura 2.1 destaca a interdependência das equações das diferentes forças atuantes no sistema, conjunto este que compõe o modelo dinâmico proposto. Assim, para melhor compreender e avaliar o modelo, uma simulação contendo todas as equações descritas na Figura 2.1 foi construída em um modelo no *Simulink*. Ao substituir as equações descritas no Capítulo 2 dentro da Equação 4.1, é possível obter as equações diferenciais do modelo dinâmico proposto. Como no modelo a entrada de controle é a atuação da válvula, a variável  $A_{valve}$  foi substituída pela variável  $u$ , para representar a entrada de controle do sistema. A utilização da atmosfera padrão internacional faz com que se tenham equações diferentes para cada camada descrita na Tabela 2.2. A Equação 4.2

descreve o sistema quando a camada em questão possui temperatura constante:

$$\begin{aligned}
\ddot{h} = & \frac{g}{m} \cdot \left[ \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot \left( r_f + \frac{r_i - r_f}{P_{sl0} - P_{sl2}} (P_{sl} \cdot \exp\left(\frac{-g \cdot M \cdot (h - h_{sl})}{R \cdot T_{sl}}\right)) - P_{sl2} \right)^3 \right. \\
& - u \cdot \sqrt{2 \left( \frac{(P_b - P_{sl} \cdot \exp\left(\frac{-g \cdot M \cdot (h - h_{sl})}{R \cdot T_{sl}}\right))}{\rho_{he}} \right)} \cdot \Delta t \\
& \cdot \left[ \rho_{sl} \cdot \exp\left(\frac{-g \cdot M \cdot (h - h_{sl})}{R \cdot T_{sl}}\right) \right. \\
& \left. \left. - \frac{(4/3) \cdot \pi \cdot r_i^3 \rho_{he} - \rho_b \cdot u \cdot \sqrt{2 \left( \frac{(P_b - P_{sl} \cdot \exp\left(\frac{-g \cdot M \cdot (h - h_{sl})}{R \cdot T_{sl}}\right))}{\rho_{he}} \right)} \cdot \Delta t}{\frac{4}{3} \cdot \pi \cdot \left( r_f + \frac{r_i - r_f}{P_{sl0} - P_{sl2}} (P_{sl} \cdot \exp\left(\frac{-g \cdot M \cdot (h - h_{sl})}{R \cdot T_{sl}}\right)) - P_{sl2} \right)^3 - u \cdot \sqrt{2 \left( \frac{(P_b - P_{sl} \cdot \exp\left(\frac{-g \cdot M \cdot (h - h_{sl})}{R \cdot T_{sl}}\right))}{\rho_{he}} \right)} \cdot \Delta t} \right] \right. \\
& \left. - \left( \frac{C_d \cdot A_d}{2m} \cdot \left( \rho_{sl} \cdot \exp\left(\frac{-g \cdot M \cdot (h - h_{sl})}{R \cdot T_{sl}}\right) \right) \left( -\dot{h} \mid \dot{h} \right) \right) - g. \right.
\end{aligned} \tag{4.2}$$

A Equação 4.3 descreve o sistema quando a camada em questão possui variação de temperatura:

$$\begin{aligned}
\ddot{h} = & \frac{g}{m} \cdot \left[ \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot \left( r_f + \frac{r_i - r_f}{P_{sl0} - P_{sl2}} \left( P_{sl} \cdot \left( \frac{T_{sl}}{T_{sl} + L_{sl} \cdot (h - h_{sl})} \right)^{(g \cdot M / R \cdot L_{sl})} \right) - P_{sl2} \right)^3 \right. \\
& - u \cdot \sqrt{2 \left( \frac{(P_b - P_{sl} \cdot \left( \frac{T_{sl}}{T_{sl} + L_{sl} \cdot (h - h_{sl})} \right)^{(g \cdot M / R \cdot L_{sl})})}{\rho_{he}} \right)} \cdot \Delta t \\
& \cdot \left[ \rho_{sl} \cdot \left( \frac{T_{sl}}{T_{sl} + L_{sl} \cdot (h - h_{sl})} \right)^{(1 + (g \cdot M / R \cdot L_{sl}))} \right. \\
& \left. \left. - \frac{(4/3) \cdot \pi \cdot r_i^3 \rho_{he} - \rho_b \cdot u \cdot \sqrt{2 \left( \frac{(P_b - P_{sl} \cdot \left( \frac{T_{sl}}{T_{sl} + L_{sl} \cdot (h - h_{sl})} \right)^{(g \cdot M / R \cdot L_{sl})})}{\rho_{he}} \right)} \cdot \Delta t}{\frac{4\pi}{3} \cdot \left( r_f + \frac{r_i - r_f}{P_{sl0} - P_{sl2}} \left( \frac{P_{sl} \cdot T_{sl}}{T_{sl} + L_{sl} \cdot (h - h_{sl})} \right)^{(g \cdot M / R \cdot L_{sl})} - P_{sl2} \right)^3 - u \cdot \sqrt{2 \left( \frac{2P_b - \left( \frac{P_{sl} \cdot T_{sl}}{T_{sl} + L_{sl} \cdot (h - h_{sl})} \right)^{(g \cdot M / R \cdot L_{sl})}}{\rho_{he}} \right)} \cdot \Delta t} \right] \right. \\
& \left. - \left( \frac{C_d \cdot A_d}{2m} \cdot \left( \rho_{sl} \cdot \left( \frac{T_{sl}}{T_{sl} + L_{sl} \cdot (h - h_{sl})} \right)^{(1 + (g \cdot M / R \cdot L_{sl}))} \right) \left( -\dot{h} \mid \dot{h} \right) \right) - g. \right.
\end{aligned} \tag{4.3}$$

## 4.2 Análise do modelo dinâmico de subida da plataforma

Com o objetivo de validar o modelo dinâmico proposto anteriormente na Equação (4.1), foi realizada uma simulação visando fazer uma comparação com os dados obtidos na missão LAICAnSat-2. O método numérico utilizado foi o Runge-Kutta pelo método de Dormand-Prince, método de quinta ordem utilizado de forma padrão em resolvidores de equações diferenciais conhecidos como *ode45*, presentes no MATLAB e no GNU Octave. A simulação tem como objetivo reproduzir os fenômenos encontrados em um voo normal de um balão látex, sem sistema de controle para flutuação, até o instante em que o mesmo estoura. Quando o balão chega na altitude de estouro observada nos dados de missão, a força de sustentação dentro da simulação é zerada e a força de arrasto é modificada para emular a descida da plataforma com um paraquedas circular. Os valores de entrada para a simulação estão descritos na Tabela 4.1.

Variáveis	Valores
Coefficiente de Arrasto pré-correção	0.5
Coefficiente de Arrasto após a correção	4.8
Raio inicial	1.5 m
Raio final	4 m
Massa da carga útil	4 Kg
Velocidade inicial	0 m/s
Posição inicial	0 m

Tabela 4.1: Variáveis de entrada para a simulação do modelo dinâmico.

A Figura 4.1 mostra os resultados da simulação. É possível observar uma grande diferença no tempo de subida entre a simulação e os dados reais, tendo uma diferença de 150 minutos aproximadamente entre o estouro do balão na simulação e nos dados experimentais. O perfil de velocidade da simulação apresenta um comportamento parabólico com o ápice em 9 m/s, enquanto que os dados experimentais geraram um perfil de velocidade linear com uma média aproximada de 3 m/s.

Algumas hipóteses foram levantadas para explicar a diferença entre o modelo físico e a os dados de missão do LAICAnSat-2. A ausência da modelagem dos ventos, a simplificação dos efeitos da radiação solar no aumento do volume do balão e a desconsideração da carga útil dentro do cálculo da força de arrasto do sistema foram algumas das hipóteses levantadas para explicar as diferenças encontradas. A presença do vento durante o voo faz com que a plataforma tenha um movimento tanto horizontal quanto vertical durante a missão, de forma que é gerada uma força vertical e uma força horizontal de arrasto, que também é influenciada pela presença da carga útil, composta por um refletor para radares, pela estrutura física do LAICAnSat-2 e pelo paraquedas circular. Devido às dificuldades encontradas para gerar um

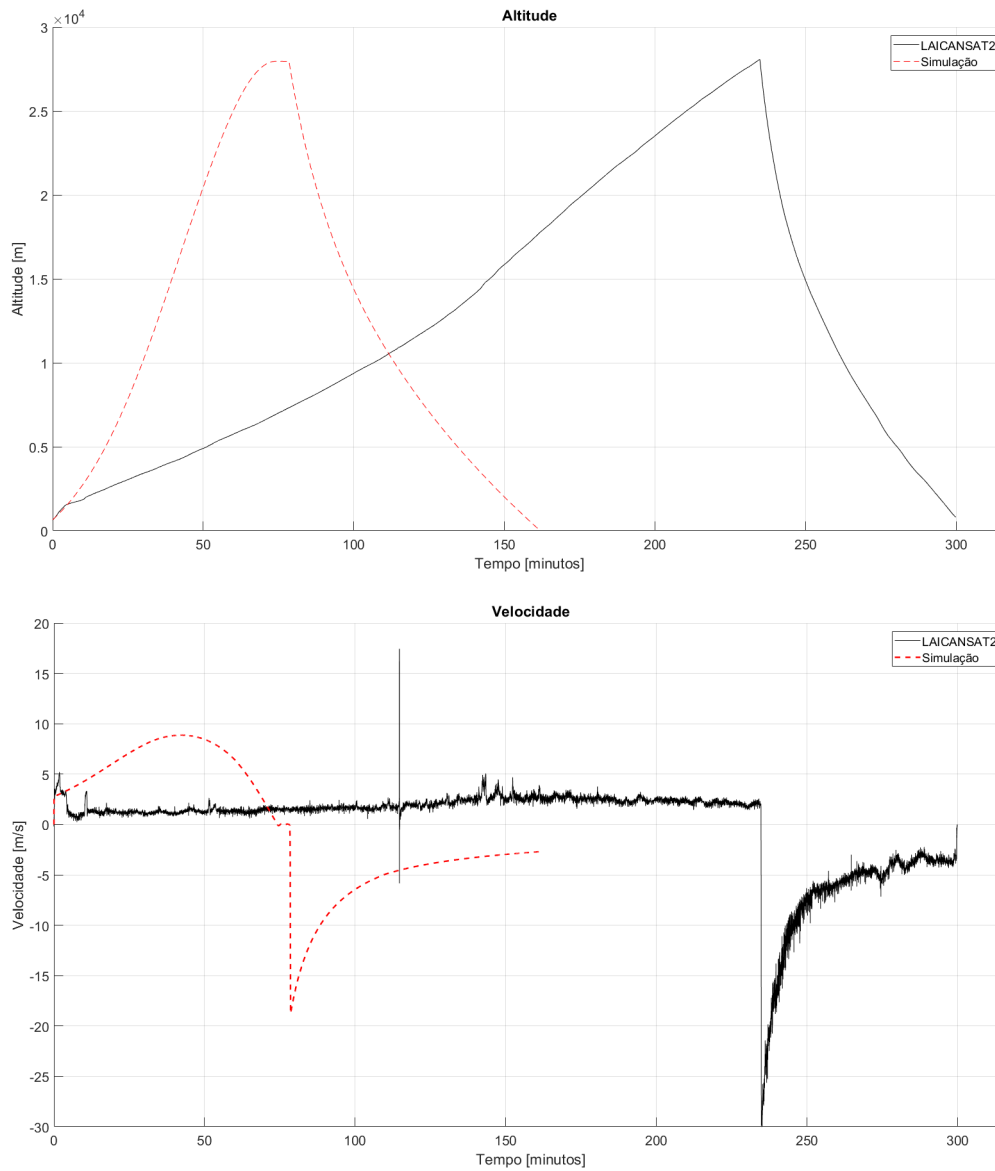


Figura 4.1: Simulação do modelo dinâmico versus os dados da missão LAICAnSat-2 com coeficiente de arrasto de 0.5.

perfil dos ventos confiável, já que esse perfil varia de acordo com o dia, hora e local da missão e ainda não possui direção e sentido definidos, se torna complexa a tarefa de simular esses efeitos dentro do modelo para atingir resultados similares a missão do LAICAnSat-2. Outro ponto importante é o fato de que a missão LAICAnSat-2 teve uma duração total de 300 minutos, um valor atípico dentro das missões de voo com balões-sonda. Outras missões do LAICAnSat e alguns voos descritos na literatura normalmente apresentam uma duração de missão em torno de 120 a 180 minutos [21], [17], [25], [33], algo mais próximo ao valor encontrado na simulação numérica. Dessa forma, é necessário realizar mais coleta de dados para averiguar o desempenho do modelo dinâmico desenvolvido e quais características mais impactam o tempo de voo do balão para explicar o comportamento distinto entre as missões.

Dessa forma, se buscou alternativas para corrigir o modelo a partir dos dados empíricos obtidos na missão LAICAnSat-2. Como primeiro passo, foi decidido avaliar o coeficiente de arrasto e a área de secção transversal de cada objeto utilizado na plataforma, pois essas variáveis impactam diretamente o perfil de velocidade da plataforma. Um dado crítico necessário para realizar a simulação é adquirir o coeficiente de arrasto do balão durante sua subida. Por limitações técnicas para a realização de experimentos com túnel de vento, recorreu-se à pesquisa na literatura para identificar parâmetros relacionados ao coeficiente de arrasto. A pesquisa mostrou que o valor de coeficiente de arrasto varia entre 0.3 e 1.2 para corpos rugosos imersos em um escoamento turbulento [58], [59]. Desse modo, várias simulações foram realizadas fazendo uma busca linear em torno do coeficiente de arrasto para determinar seu impacto na simulação. Durante a busca linear, observou-se que à medida que o coeficiente aumentava, os resultados de simulação se aproximavam mais dos resultados reais devido a aproximação dos valores de velocidade terminal. Após diversas simulações com o objetivo de identificar o sistema, o valor que mais se aproximou dos dados reais vistos no LAICAnSat-2 foi o coeficiente de arrasto com valor de 4.8.

A Figura 4.2 mostra os resultados obtidos na simulação numérica comparados aos dados de missão. Os valores utilizados na simulação estão descritos na Tabela 4.1. Observa-se que houve diferença na trajetória entre o modelo dinâmico e os dados da missão. O gráfico de velocidade mostra que ambos tiveram um comportamento muito similar, apesar da grande oscilação dos dados devido aos sensores expostos ao vento intenso durante a subida. Neste novo caso, o perfil de velocidades e o tempo de voo da missão LAICAnSat-2 foi melhor reproduzido.



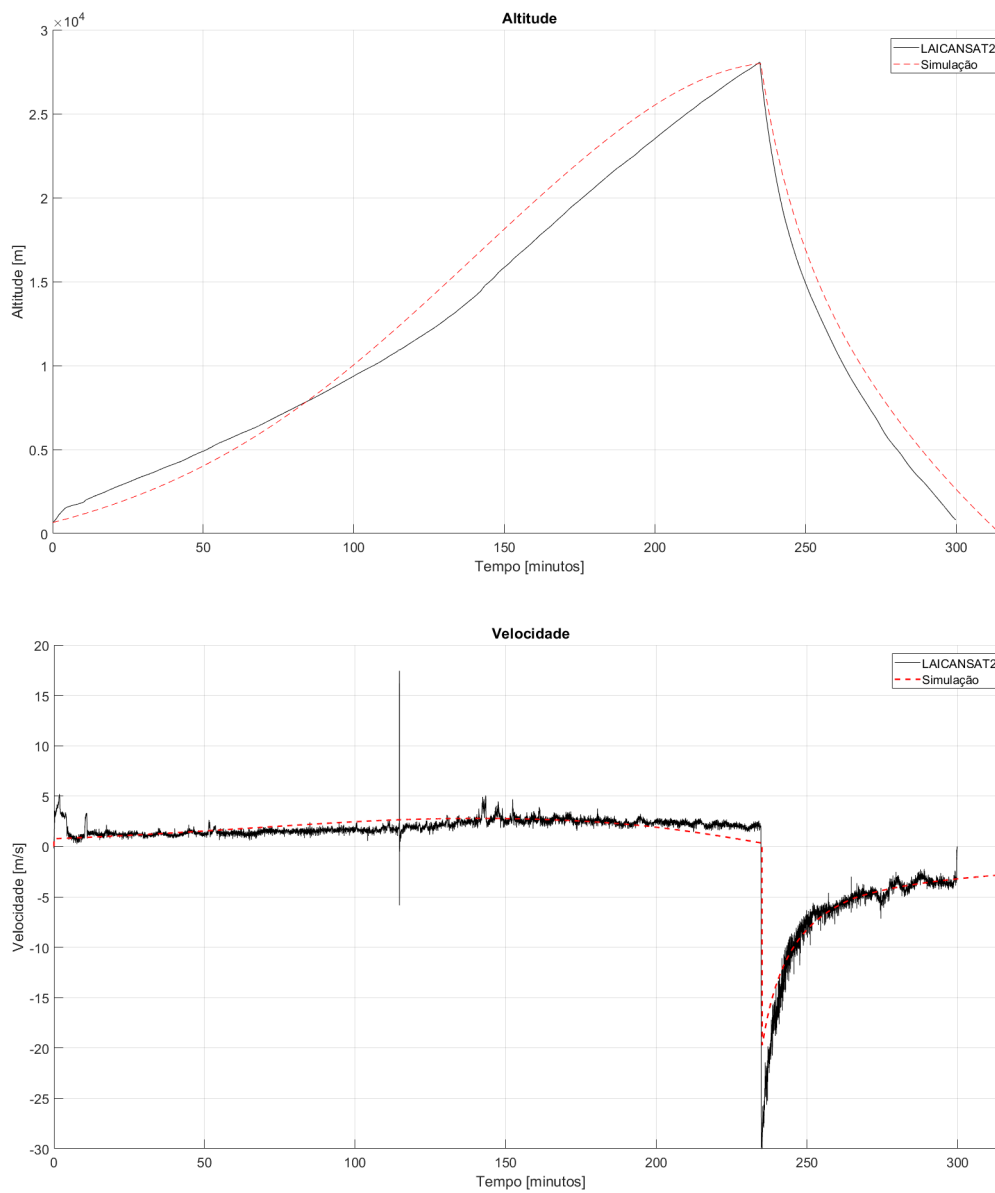


Figura 4.2: Simulação do modelo dinâmico versus os dados da missão LAICAnSat-2 com coeficiente de arrasto de 4.8.

### 4.3 O sistema de controle

O sistema de controle proposto para a plataforma do balão látex se baseia apenas na atuação da válvula de pressão, de forma que o comando de controle pode apenas reduzir a velocidade de subida. Isso cria uma situação no qual os comandos de controle necessitam ser precisos para atingir os objetivos da missão proposta. Para executar o controle da válvula de pressão, foi escolhido utilizar um controlador proporcional integral derivativo para realizar um controle em malha fechada. Um controle em cascata foi construído, utilizando um controlador PID mestre para controlar os processo relacionado à dinâmica de voo, enquanto que o processo interno é realizado por um servomotor que atua por um controle de posição garantindo duas posições para a válvula, totalmente aberta ou fechada. A estratégia de controle proposta combina duas malhas de atuação, uma observando o erro em relação à referência correlacionada à velocidade da plataforma no processo externo e uma segunda observando o erro relacionado à altitude do balão em relação à referência [60]. O esquemático da malha projetada se encontra na Figura 4.3 e os parâmetros do sistema de controle na Tabela 4.2.

Variáveis	Valores
Válvula fechada	0 rads
Válvula aberta	-3.14 rads
Resposta do servomotor ao erro	0.14 <i>m/s</i>
Saturação do servomotor	0 to -3.14 <i>rads</i>
Tempo de subida	32 <i>minutos</i>

Tabela 4.2: Variáveis de desempenho e configuração esperadas do controlador.

A estratégia desenvolvida para criar a lei de controle consiste em utilizar duas malhas fechadas, sendo uma alimentada por dados de posição e a outra pelos dados de velocidade, de forma que elas serão alternadas de acordo com as fases propostas na missão, a saber, flutuação, ajuste e pouso conforme descritas a seguir:

- Flutuação consiste na fase inicial da missão, na qual a malha de velocidade atuará. O controle fica desativado até a plataforma atingir a altitude mínima de flutuação. Nesse momento o controle é ativado com o objetivo de reduzir a velocidade do sistema para zero. O objetivo nesta fase é que o balão pare sua subida, estabilizando acima da altitude especificada;
- Ajuste consiste na fase intermediária da missão, caracterizada pela atuação da malha de controle de posição. A partir dos dados de posição, a válvula é acionada de forma

suave para que o sistema perca altitude até atingir a especificação desejada. O objetivo nesta fase é que a plataforma flutue dentro da altitude especificada pelo escopo da missão;

- Pouso consiste na fase final da missão na qual a malha de velocidade é acionada novamente. A válvula é acionada até que a velocidade de descida desejada seja alcançada ou até esvaziar a um ponto no qual o balão perca completamente a sustentação. O objetivo nesta fase é que a plataforma retorne ao solo com velocidade controlada.

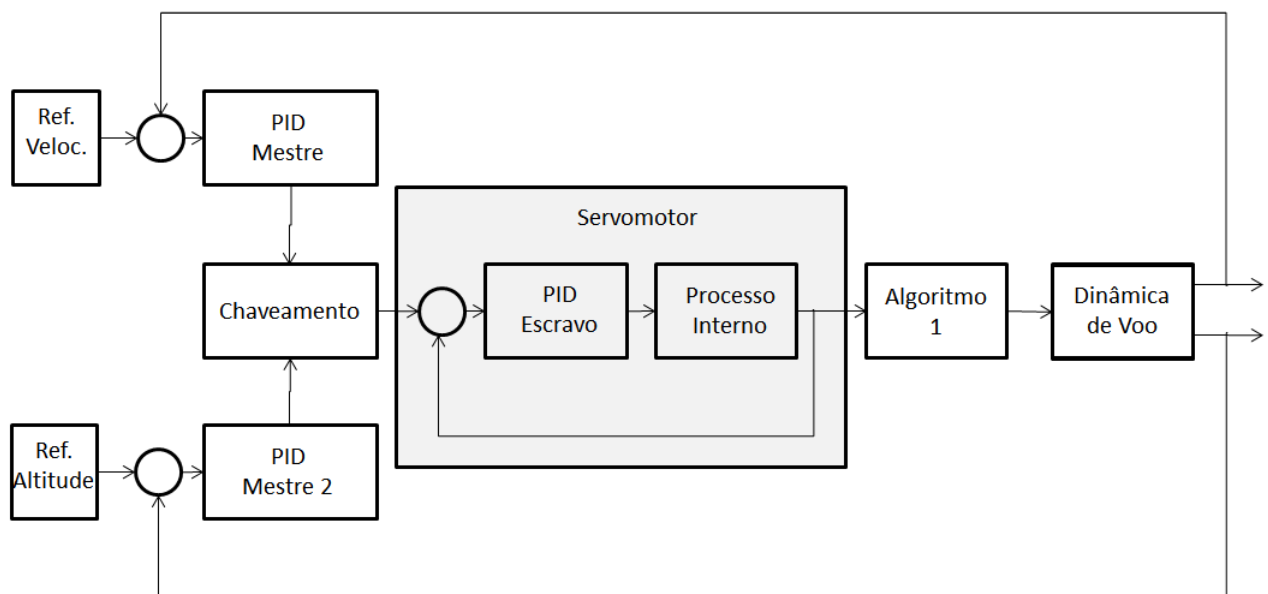


Figura 4.3: Sistema de controle proposto.

Variáveis	Valores
Altitude mínima de flutuação	20 Km
Massa do sistema	4 Kg
Tempo de chaveamento para o ajuste	15000 s
Tempo de chaveamento para o pouso	25000 s
Raio inicial do balão	1.7 m
Raio inicial do balão	4 m

Tabela 4.3: Conjunto de variáveis utilizadas na simulação.

O objetivo primário da lei de controle proposta é impedir que o balão continue sua subida até o estouro, suavizando sua velocidade de subida até atingir o repouso, garantindo a flutuação. O objetivo secundário é permitir um ajuste na altitude média na qual o balão mantém a flutuação, além da capacidade de fazer uma descida controlada sem necessitar do estouro do balão. A lei de controle é avaliada a partir de uma simulação utilizando o modelo dinâmico descrito nesse trabalho, com as variáveis descritas na Tabela 4.3. A altitude mínima de flutuação define o início da atuação. O tempo de chaveamento para o ajuste define o instante no qual o controle de posição do sistema é acionado para reduzir a altitude. O tempo de chaveamento para pouso define o instante na qual o controle de velocidade é acionado para realizar o pouso. Para reproduzir a atuação do servo, foi proposto um chaveamento *On-Off* seguindo a lógica descrita no Algoritmo 1. O termo *servo* representa a posição definida pelo controlador PID mestre para o servomotor. O termo  $u$  representa a variável de controle do modelo dinâmico, no qual se considera um comportamento *On-Off* no qual a válvula se encontra aberta com área  $A_{valve}$  ou se encontra fechada com área nula.

---

**Algorithm 1:** Algoritmo de atuação da válvula

---

**Data:** Sinal *servo* saturado entre 0 e -3.14 Rad

**if**  $servo \leq -2.9 \text{ Rad}$  **then**

    |  $u = A_{valve};$

**else**

    |  $u = 0;$

**end**

---

## 4.4 Simulação do sistema de controle

Os resultados da simulação do sistema de controle proposto podem ser vistos nas figuras 4.4, 4.5 e 4.6, com as respectivas fases da missão destacadas. A Tabela 4.4 contém os parâmetros de simulação e a Tabela 4.5 os valores dos ganhos de cada PID. Os valores dos ganhos foram obtidos através de busca heurística utilizando o método de *Ziegler-Nichols* para achar os valores iniciais dos ganhos para um controlador PID. Em seguida, os ganhos foram empiricamente ajustados de forma a otimizar o comportamento da plataforma para cada fase de missão.

Variáveis	Valores
Coeficiente de Arrasto	4.8
Raio inicial	1.7 m
Raio final	4 m
Massa da carga útil	4 Kg
Raio de espessura da válvula	0.005 m
Altitude onde o sistema de controle de velocidade ativa	20000 m
Tempo no qual o sistema de controle de posição ativa	19000 s
Tempo no qual o sistema de controle de velocidade 2 ativa	30000 s
Referência do sistema de controle de velocidade da flutuação	0 m/s
Referência do sistema de controle de posição no ajuste	20000 m
Referência do sistema de controle de velocidade no pouso	-2 m/s

Tabela 4.4: Variáveis de entrada para a simulação do sistema de controle.

Variáveis	Valores
Ganho proporcional da malha de velocidade	0.8
Ganho integral da malha de velocidade	0.000551
Ganho derivativo da malha de velocidade	290.3
Ganho proporcional da malha de posição	0.001377
Ganho integral da malha de posição	0.0000000155
Ganho derivativo da malha de velocidade	3.46

Tabela 4.5: Ganhos usados nos controladores PID.

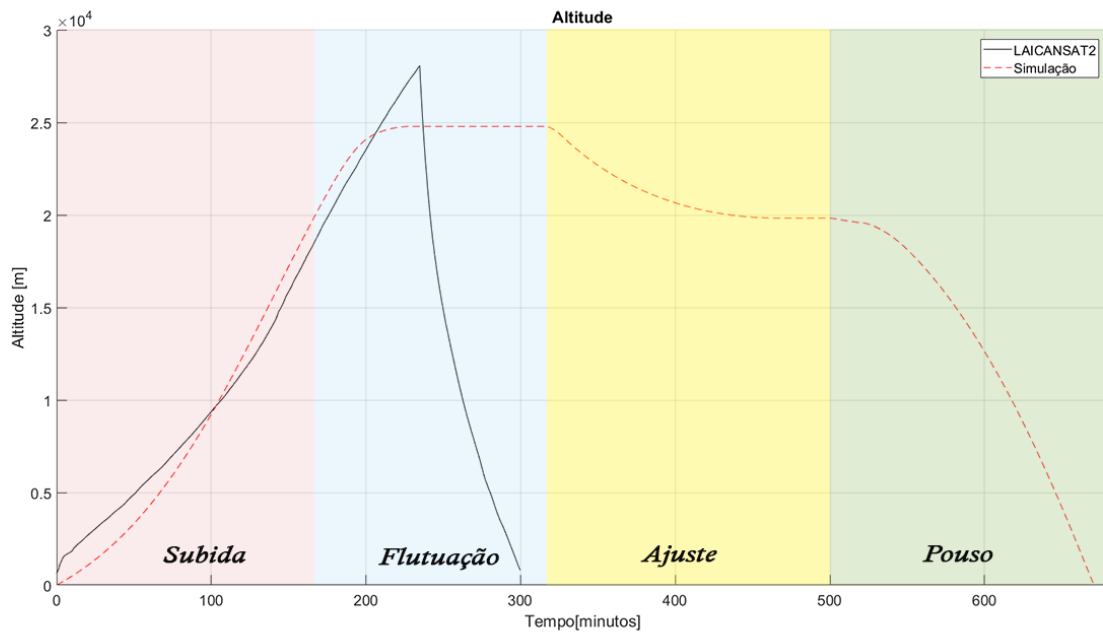


Figura 4.4: Simulação do controle de altitude com a lei de controle proposta.

Na Figura 4.4 é possível observar a trajetória de subida e descida da plataforma durante as fases de voo. Na fase de subida, é possível observar uma ascensão relativamente constante até os 22 Km, onde se inicia a atuação do controle de estabilização. Durante a fase de flutuação é possível observar a desaceleração até a estabilização da plataforma na altitude de 25 Km, garantindo a flutuação. Aos 316 minutos, a fase de ajuste se inicia levando o sistema para uma altitude próxima de 20 Km, a referência determinada ao controlador de posição. Aos 300 segundos, a fase de pouso começa fazendo com que a plataforma perca altitude de forma rápida até o pouso.

A Figura 4.5 mostra o comportamento da velocidade durante a simulação. A curva de velocidade durante a fase de subida descreve um comportamento parabólico suave, começando a diminuir a velocidade à medida que a altitude aumenta, indicando uma aproximação com a altitude máxima de flutuação. Na fase de flutuação é possível observar o sistema de controle estabilizando a velocidade para zero. Aos 316 minutos, é possível observar a atuação da válvula na fase de ajuste induzindo o sistema a uma velocidade de descida (negativa) até o sistema se aproximar da altitude alvo. Na fase de pouso tem-se um controle de velocidade que busca estabilizar a plataforma com módulo de velocidade em torno de 2 m/s, até o momento que o sistema se torna instável e começa seu retorno ao solo.

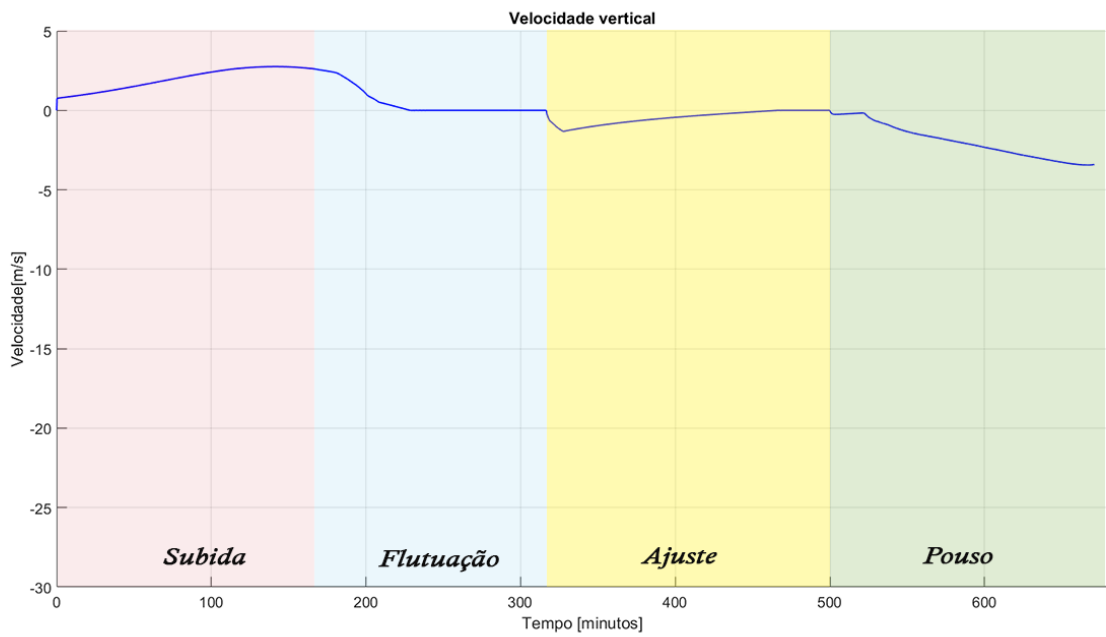


Figura 4.5: Simulação da velocidade pelo tempo com a lei de controle proposta.

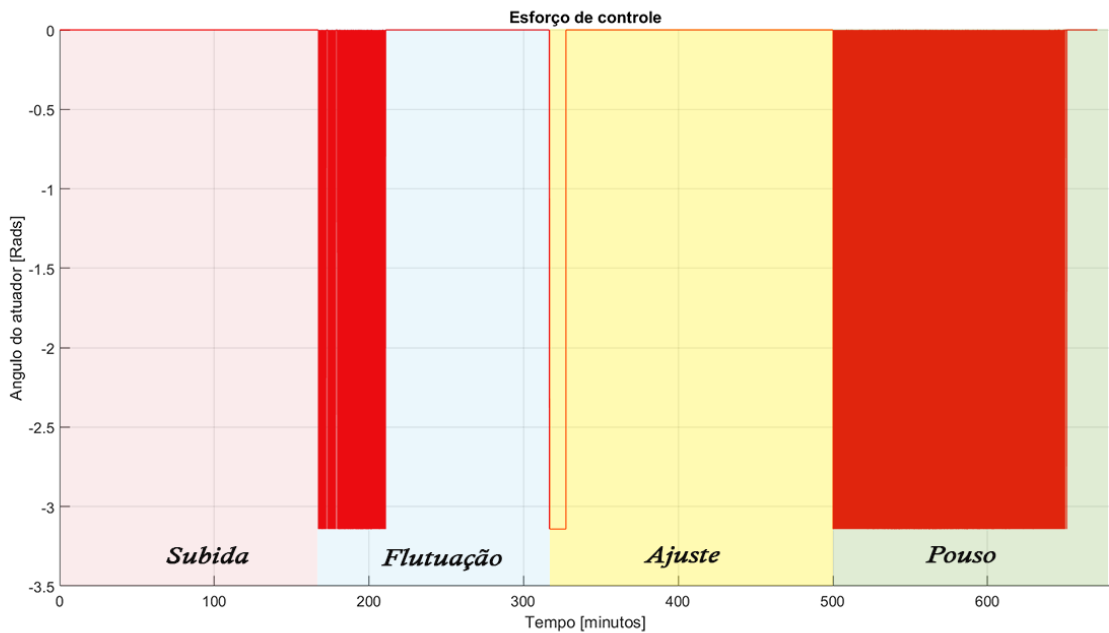


Figura 4.6: Simulação da atuação do servomotor pelo tempo com a lei de controle proposta.

A atuação da válvula pode ser observada na Figura 4.6, no qual o ângulo 0 rad (zero) representa a válvula fechada e o ângulo -3.14 rad representa a válvula totalmente aberta. Durante o início da fase de flutuação, é possível observar uma atuação intensa da válvula decorrente da malha de controle de velocidade, que visa para reduzir a velocidade da plataforma para zero. Na fase de ajuste, o servo abre a válvula por um período longo e depois para a atuação. Na fase de pouso, o atuador mostra uma intensa atuação para reduzir a velocidade de descida da plataforma para a referência especificada de 2 m/s. Os resultados mostram que a lei de controle proposta atende os requisitos básicos esperados no desempenho do sistema. A plataforma foi capaz de cumprir todas as fases propostas através da atuação da válvula que pode apenas diminuir o módulo da velocidade. Apesar dos resultados positivos, existem considerações importantes no comportamento do sistema que não foram levados em conta. A presença dos ventos pode alterar o comportamento do sistema gerando perturbações no movimento vertical, o que pode induzir o sistema de controle a liberar gás em momentos desnecessários. Existem faixas da atmosfera dentro da simulação onde o sistema apresenta um comportamento instável, de forma que a flutuação não se torna possível.



## 4.5 Análise de robustez do sistema de controle

A teoria de sistemas de controle, existem alguns problemas que exigem a utilização de modelos não lineares no equacionamento do sistema. Diante desse cenário, simplificações são feitas no modelo físico, o que gera incertezas entre os resultados numéricos e o resultado na realidade. Assim, uma abordagem comum é verificar o impacto que incertezas podem trazer ao sistema, método conhecido como análise de robustez [50].

A análise de robustez é uma etapa importante nos projetos de sistemas de controle para garantir confiabilidade do sistema. Com o objetivo de avaliar o desempenho do sistema de controle projetado, serão realizadas simulações mudando parâmetros individuais da plataforma mantendo o ganho do controlador constante, de forma que seja possível avaliar a efetividade da estratégia de controle proposta na presença de variação paramétrica. O interesse específico nesta análise é avaliar cenários de redução de massa, aumento de empuxo e aumento na vazão da válvula.

### 4.5.1 Simulação com massa de 2 quilogramas

O primeiro parâmetro modificado para avaliar a robustez foi a massa da plataforma, que foi reduzida de 4 para 2 quilogramas. A Tabela 4.4 contém os parâmetros de simulação utilizados com mudanças na massa da plataforma e a Tabela 4.5 os valores dos ganhos de cada PID. A Figura 4.7 mostra o trajetória de subida do sistema na simulação em comparação com os dados experimentais. A Figura 4.8 mostra a curva de velocidade da simulação com a nova massa do sistema. A Figura 4.9 mostra o esforço de atuação durante a simulação do sistema com massa de 2 Kg.

A trajetória de subida da plataforma não apresentou mudanças significativas até entrar na fase de flutuação. Durante a fase de flutuação é possível visualizar uma atuação intensa da válvula com o objetivo de reduzir a velocidade do sistema para zero. Esse comportamento é esperado, já que é necessário retirar mais gás Hélio do balão até que a força empuxo e a força peso se equilibrem. Entretanto, o controlador não foi capaz de reduzir a velocidade de forma suave, fazendo com que o sistema apresentasse um overshoot em sua trajetória, seguida de uma leve queda até alcançar a flutuação. Ao iniciar a fase de ajuste, o sistema já se encontra quase instável devido a perda de força de sustentação causado pelo excesso de gás Hélio liberado. A válvula continua atuando buscando atingir à altitude de 20 Km, porém o excesso de atuação faz com que o sistema inicie uma queda abrupta antes da fase de pouso, não sendo possível realizar a flutuação desejada.

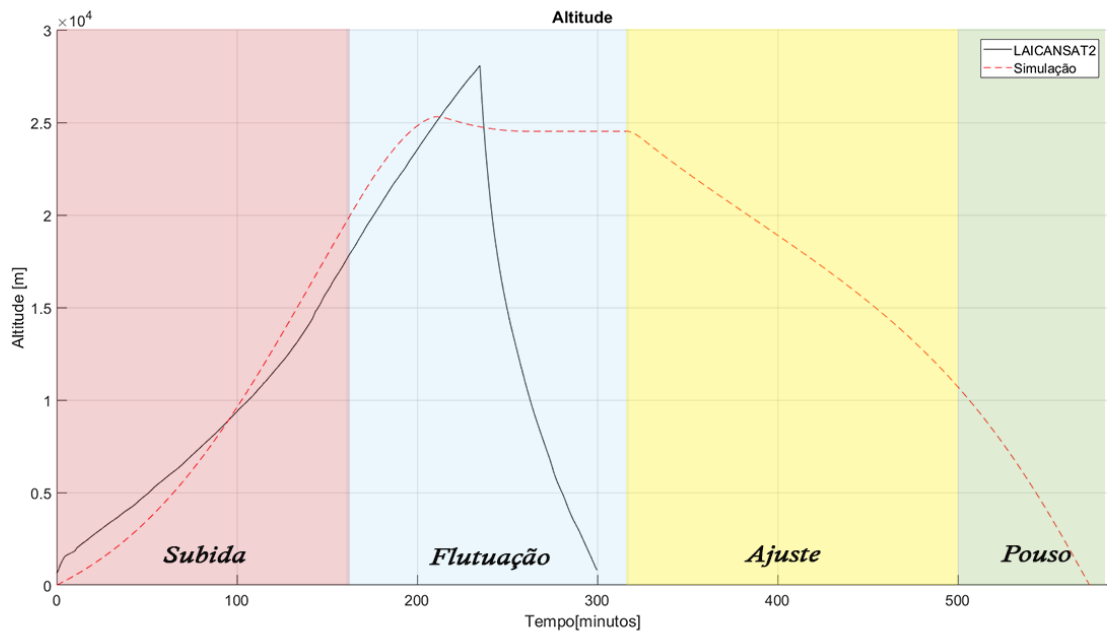


Figura 4.7: Simulação da altitude pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 2 quilogramas.

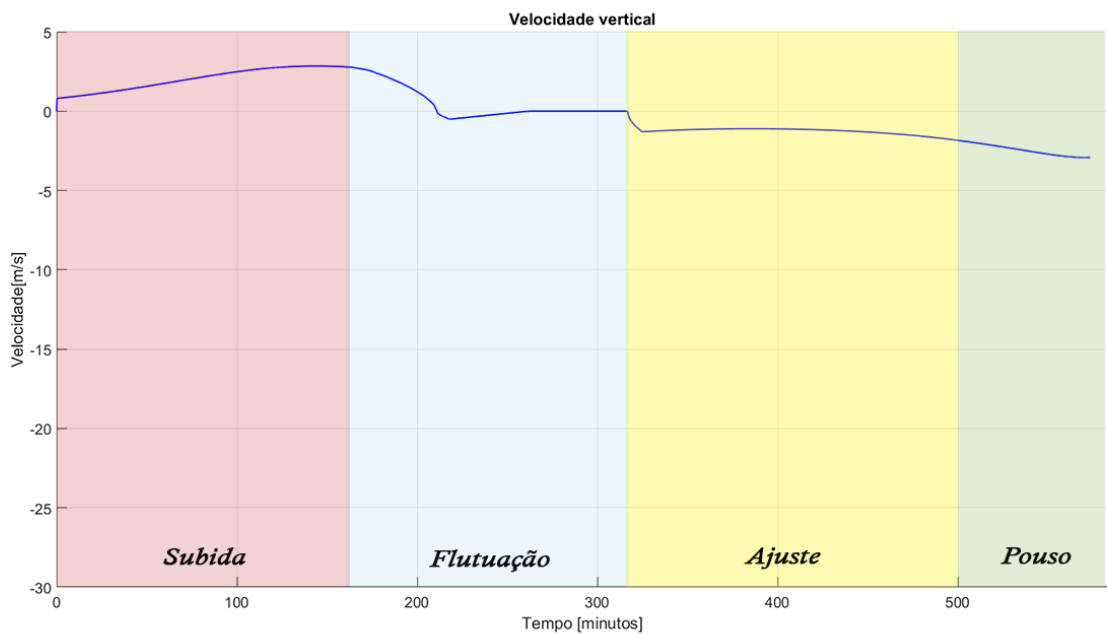


Figura 4.8: Simulação da velocidade pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 2 quilogramas.

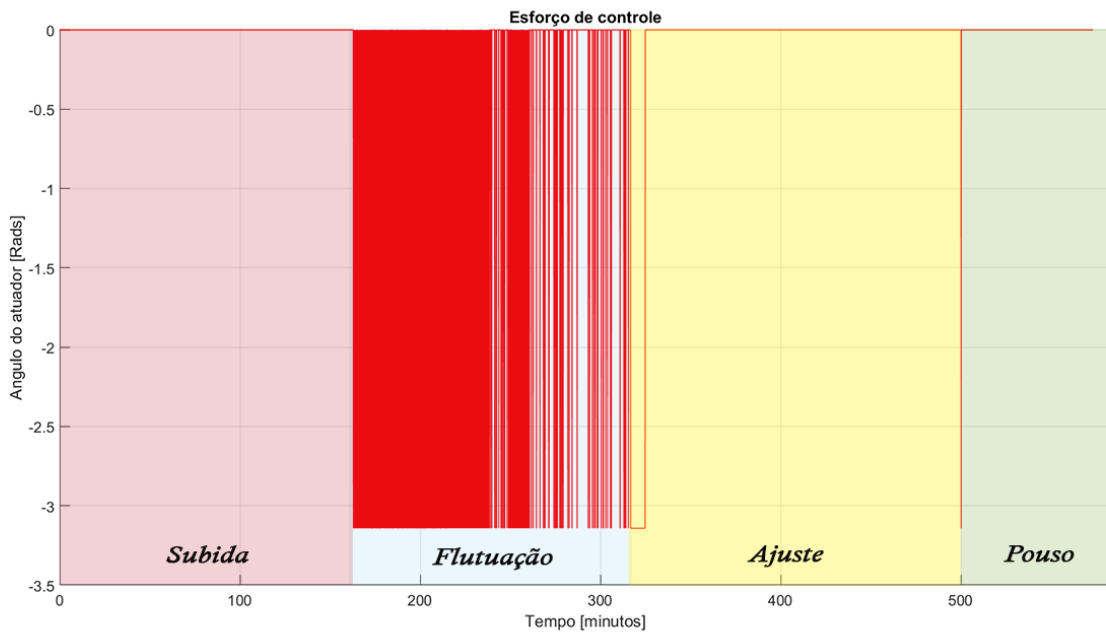


Figura 4.9: Simulação da atuação do servo pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 2 quilogramas.

#### 4.5.2 Simulação com massa de 6 quilogramas

Para complementar o teste anterior, uma nova simulação com massa 6 Kg foi executada sem alterar nenhum outro parâmetro. As Tabelas 4.4 e 4.5 mostram os parâmetros de entrada para a simulação. A Figura 4.10 mostra o trajetória de subida do sistema na simulação em comparação com os dados experimentais. A Figura 4.11 mostra a curva de velocidade do sistema durante a simulação. A Figura 4.12 mostra o esforço de atuação durante a simulação do sistema com massa de 6 Kg. A trajetória da plataforma durante a fase de subida se aproximou mais dos dados experimentais da missão LAICAnSat-2 em relação as simulações anteriores. Ao iniciar a fase de flutuação, o sistema rapidamente se estabiliza na velocidade de referência zero, realizando a flutuação esperada, comportamento esperado devido a menor diferença entre o empuxo do balão e a força peso. Durante a fase de ajuste, o sistema perde altitude, mas não chega a referência de posição de 20 Km dentro do tempo simulado, devido ao comportamento instável que o balão apresenta devido ao excesso de gás Hélio liberado nessa fase. O balão ao perder altitude devido a ejeção de gás Hélio, começa a ter seu volume diminuído, o que faz com que ele perca altitude e perca mais volume devido ao aumento da pressão atmosférica, um efeito em cascata que gera a situação de instabilidade e consequentemente dificulta a realização do controle. O sistema de controle aciona a válvula durante todo o período de ajuste, mantendo uma leve velocidade de queda até chegar na fase de pouso. Na última fase, a plataforma inicia sua descida até o solo, similar ao comportamento das outras simulações.

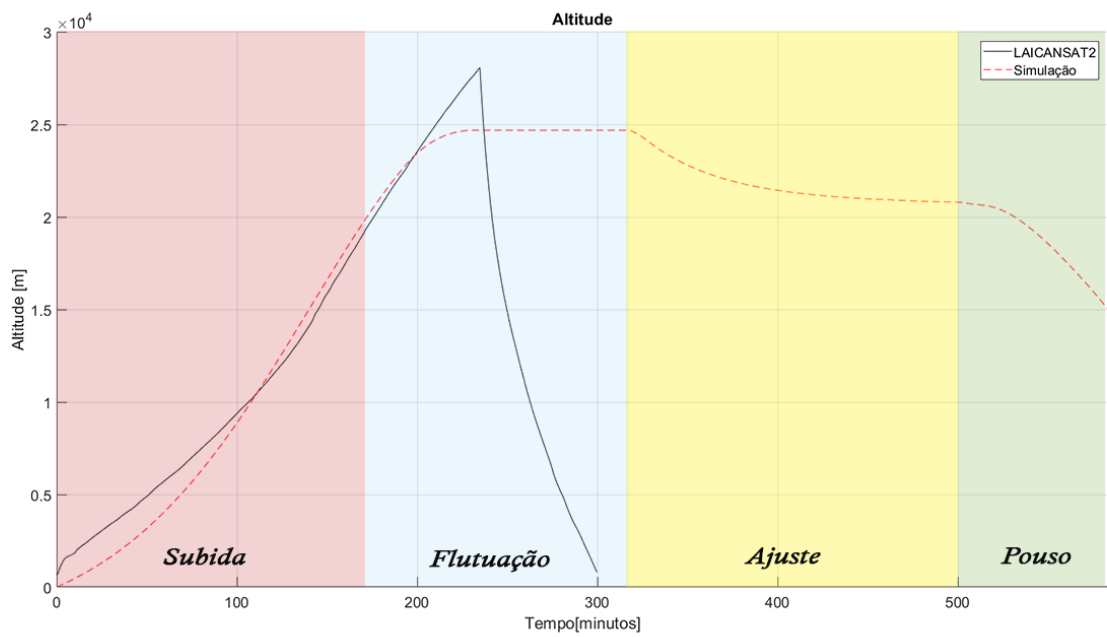


Figura 4.10: Simulação da altitude pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 6 quilogramas.

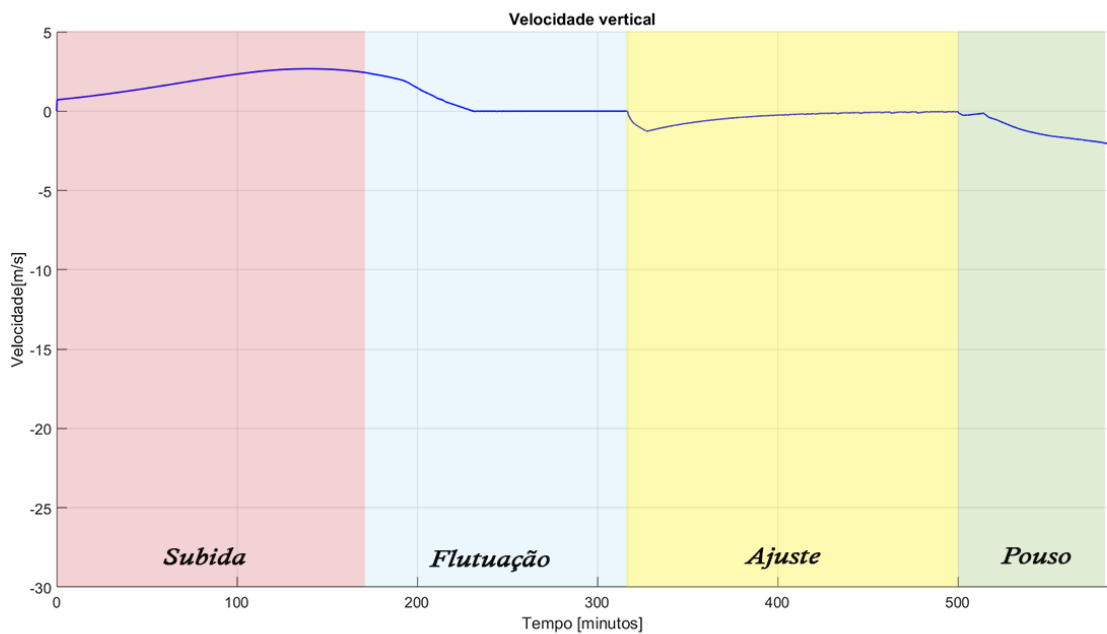


Figura 4.11: Simulação da velocidade pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 6 quilogramas.

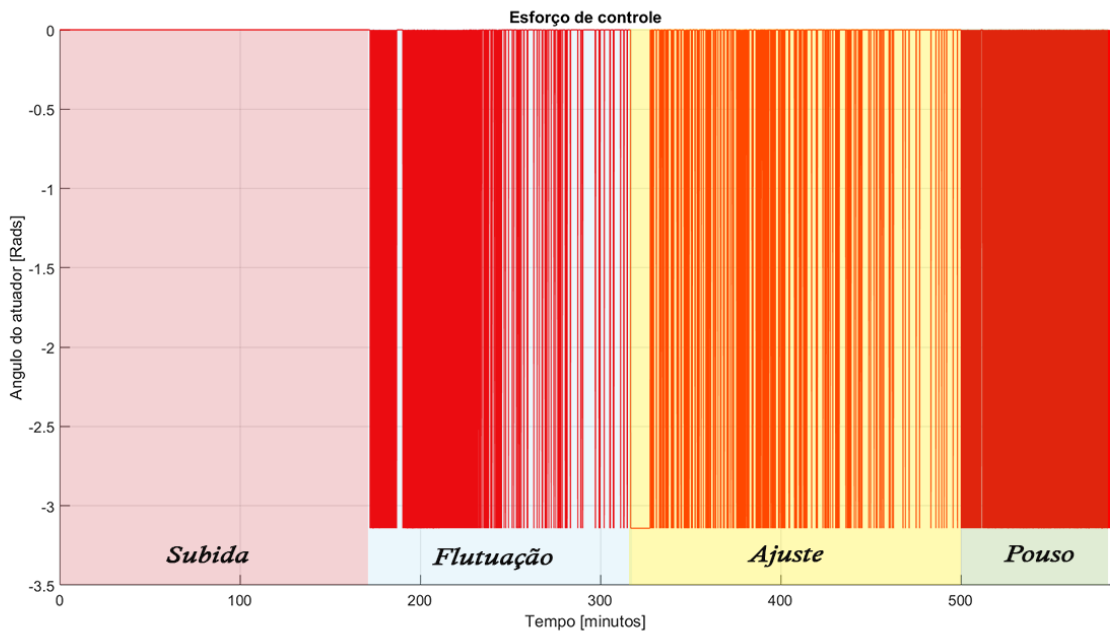


Figura 4.12: Simulação da atuação do servo pelo tempo com a lei de controle proposta com massa de 6 quilogramas.

### 4.5.3 Simulação com um raio maior de espessura da válvula

Uma simulação com raio de espessura da válvula no valor de 0.01 metros foi realizada. As tabelas 4.4 e 4.5 mostram os parâmetros de entrada para a simulação, com modificação no raio de espessura da válvula.

A Figura 4.13 mostra o trajetória de subida do sistema na simulação em comparação com os dados experimentais. A Figura 4.14 mostra a curva de velocidade do sistema durante a simulação. A Figura 4.15 mostra o esforço de atuação durante a simulação do sistema. Assim como a simulação com massa de 6 Kg, a estabilização do sistema durante a fase de flutuação ocorreu de forma mais rápida em relação a simulações anteriores, devido a maior exaustão de Hélio da válvula. Ao entrar na fase de ajuste, o sistema libera Hélio em excesso de forma que a plataforma começa a cair até atingir o solo.

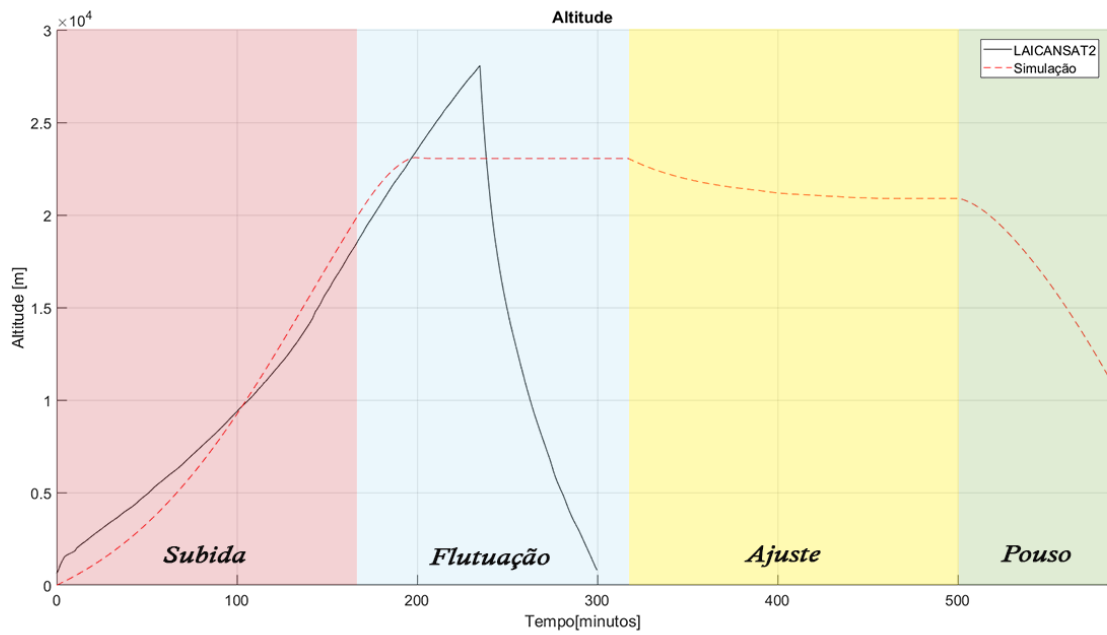


Figura 4.13: Simulação da altitude pelo tempo com a lei de controle proposta com raio de espessura da válvula no valor de 0.01 metros.

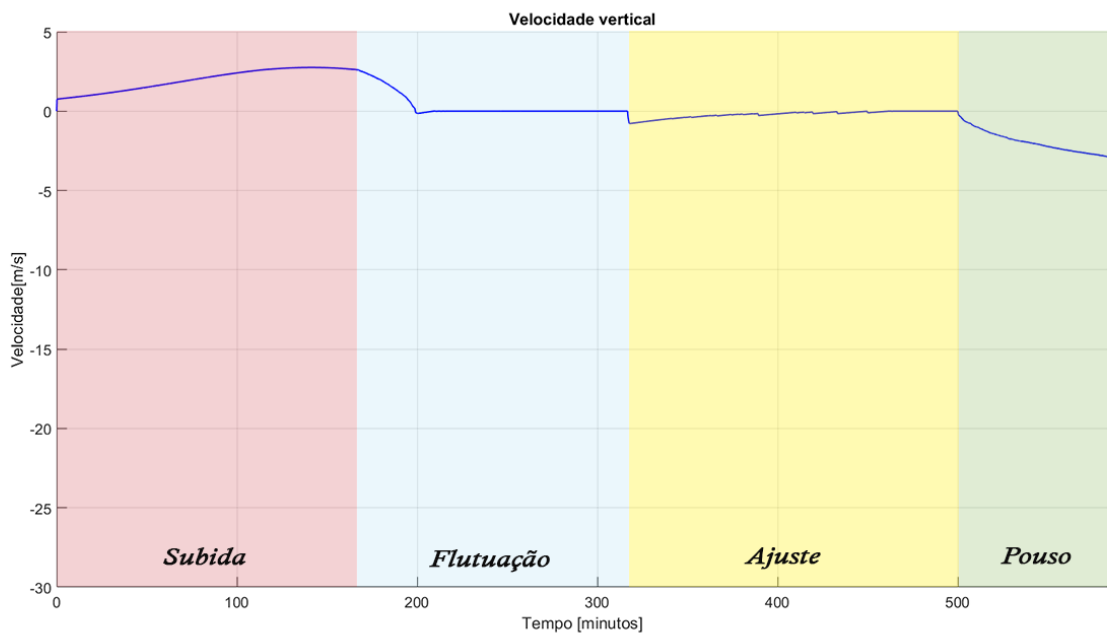


Figura 4.14: Simulação da velocidade pelo tempo com a lei de controle proposta com raio de espessura da válvula no valor de 0.01 metros.

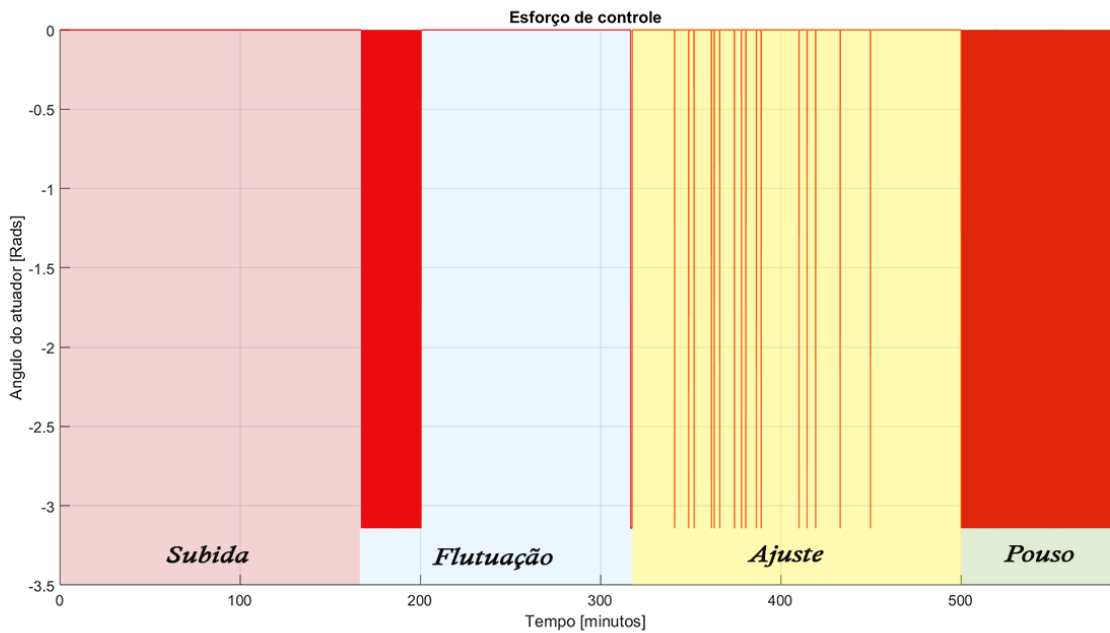


Figura 4.15: Simulação da atuação do servo pelo tempo com a lei de controle proposta com raio de espessura da válvula no valor de 0.01 metros.

#### 4.5.4 Simulação com volume maior de Hélio

Uma simulação reproduzindo uma maior quantidade de Hélio no balão durante o lançamento foi realizada. As Tabelas 4.4 e 4.5 mostram os parâmetros de entrada para a simulação, com o raio inicial de 2.3 metros e o raio final de 4.6 metros. A Figura 4.16 mostra o trajetória de subida do sistema na simulação em comparação com os dados experimentais. A Figura 4.17 mostra a curva de velocidade do sistema durante a simulação. A Figura 4.18 mostra o esforço de atuação durante a simulação do sistema. A trajetória de ascensão do balão durante a fase de subida ocorreu em uma velocidade maior em comparação as simulações anteriores, como pode ser visto em comparação com os dados experimentais. Esse comportamento é esperado, pois com um volume maior de Hélio, o valor da força de empuxo será maior e conseqüentemente a velocidade de subida. Na fase de flutuação, a plataforma levou mais tempo para reduzir a velocidade da plataforma, devido a maior quantidade de Hélio que precisa ser expelida do balão. Durante a fase de ajuste, o sistema de controle acionou a válvula durante um tempo excessivo, fazendo com que o sistema começasse a descida abrupta, não sendo possível realizar a flutuação desejada, comportamento similar ao observado na simulação com massa de 2 Kg.

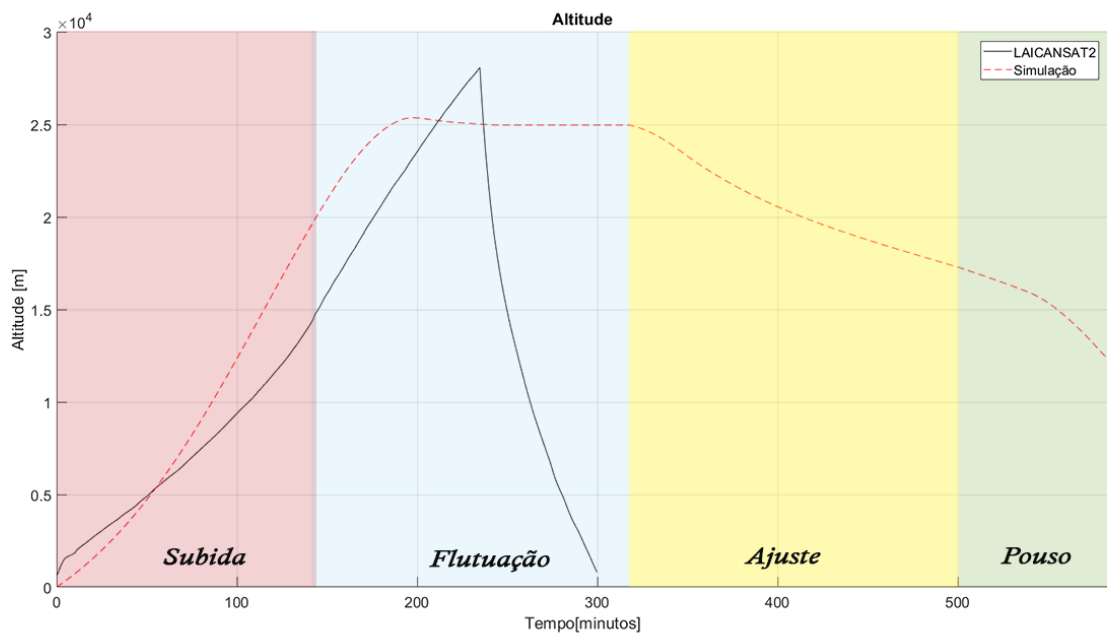


Figura 4.16: Simulação da altitude pelo tempo com a lei de controle proposta com maior quantidade de Hélio.

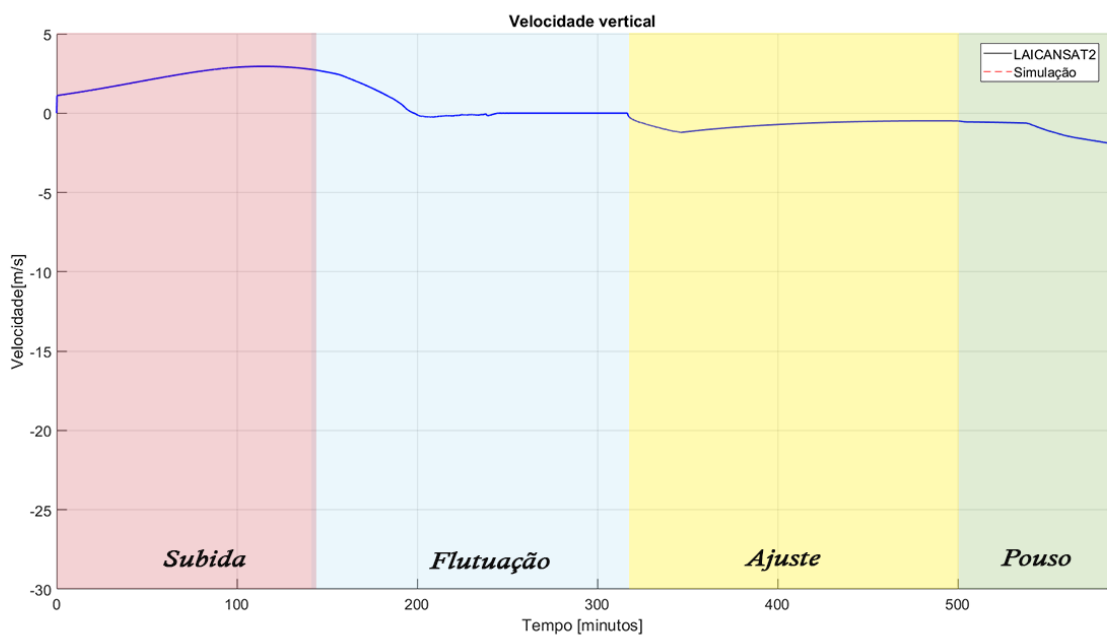


Figura 4.17: Simulação da velocidade pelo tempo com a lei de controle proposta com maior quantidade de Hélio.



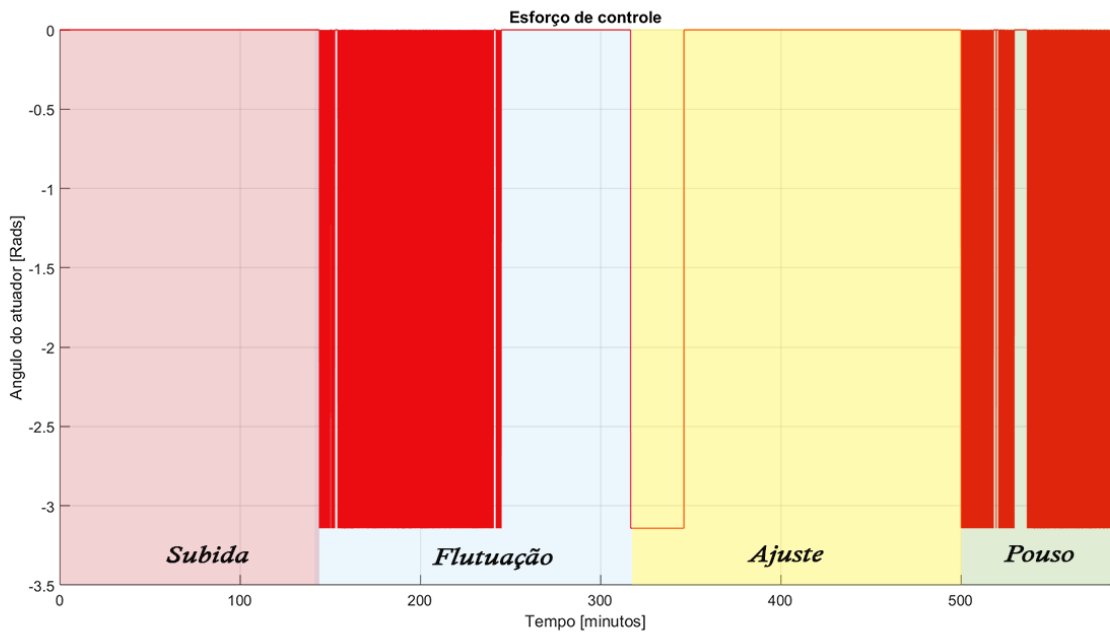


Figura 4.18: Simulação da atuação do servo pelo tempo com a lei de controle proposta com maior quantidade de Hélio.

#### 4.5.5 Estratégia de controle utilizando a constante de tempo

Variáveis	Valores
Tempo de atraso	10 minutos
Tempo de subida	32 minutos
Tempo de pico	55 minutos
Máximo sobressinal	2000 metros ou 33.8 %
Tempo de acomodação	100 minutos

Tabela 4.6: Parâmetros da resposta transitória do sistema de controle.

A constante de tempo dentro da literatura do controle clássico consiste em um parâmetro de desempenho para medir a velocidade com o qual um sistema demora para passar da sua fase transiente para a sua fase permanente. Em um sistema de primeira ordem, a constante de tempo para uma resposta ao degrau corresponde a 63,2% de sua variação total e o tempo de acomodação do sistema vale 4 vezes a constante de tempo [50]. Entretanto, para o modelo dinâmico desenvolvido, não é possível dizer que a definição da constante de tempo se mantém igual ao caso do sistema de primeira ordem. Desse modo, uma forma de inferir uma constante de tempo aproximada é medir o tempo de acomodação do sistema e dividir o valor encontrado por 4. A Tabela 4.7 mostra o tempo de acomodação da malha de velocidade do sistema de controle em função da altitude e sua respectiva constante de tempo, junto com uma média final. Vale mencionar que o sistema de controle não conseguiu estabilizar a plataforma sendo iniciado de altitudes inferiores a 16 Km, o sistema ao realizar

o acionamento da válvula acabou liberando gás Hélio em excesso de forma a comprometer à sustentação do balão de látex.

<b>Altitude (Km)</b>	<b>Tempo de acomodação <math>T_d</math> (Min)</b>	<b>Constante de tempo <math>\frac{T_d}{4}</math> (Min)</b>
16	107.4	26.8
17	66.3	16.6
18	55.2	13.8
19	47.2	11.8
20	54.7	13.7
21	56.2	14.1
22	59.4	14.9
23	57.2	14.3
<b><i>Média final</i></b>	<b><i>62.9</i></b>	<b><i>15.7</i></b>

Tabela 4.7: Tempo de acomodação e constantes de tempo em função da altitude.

Considerando um cenário de missão com a plataforma LAICAnSat, uma estratégia válida para a flutuação é ativar a malha de controle de velocidade baseado na constante de tempo do sistema para que a plataforma estabilize na altitude desejada, de tal forma que não é necessário a utilização da fase de ajuste em conjunto com o controle de posição. A simulação não apresenta a fase de pouso. Seguindo essa linha de raciocínio, uma busca linear foi realizada utilizando as constantes de tempo definidas para a malha de velocidade. O valor de 16090 metros foi o valor de altitude encontrado para iniciar a fase de flutuação. As tabelas 4.4 e 4.5 mostram os parâmetros de entrada para a simulação com a variação da altitude onde o sistema de controle de velocidade ativa. A Figura 4.19 mostra o trajetória de subida do sistema na simulação em comparação com os dados experimentais, no qual é possível observar que o sistema consegue realizar a flutuação muito próximo da altitude desejada de 20 Km. A Figura 4.20 mostra a curva de velocidade do sistema durante a simulação. A Figura 4.21 mostra o esforço de atuação durante a simulação do sistema. De acordo com os gráficos, alguns parâmetros da resposta transitória do sistema [50] podem ser observados na Tabela 4.6.

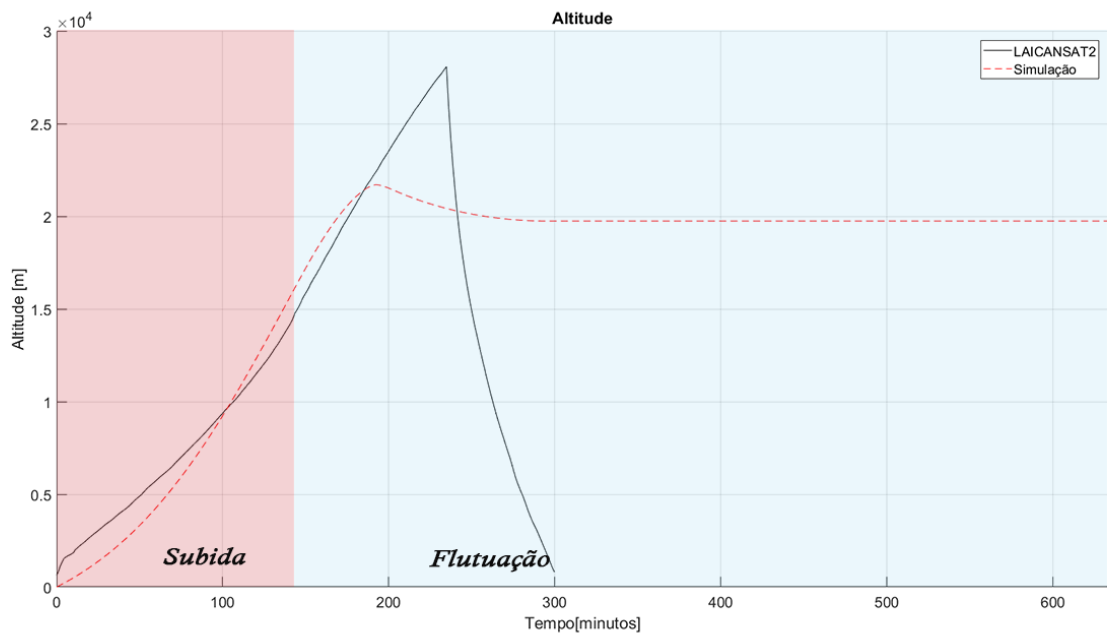


Figura 4.19: Simulação da altitude pelo tempo utilizando a constante de tempo.

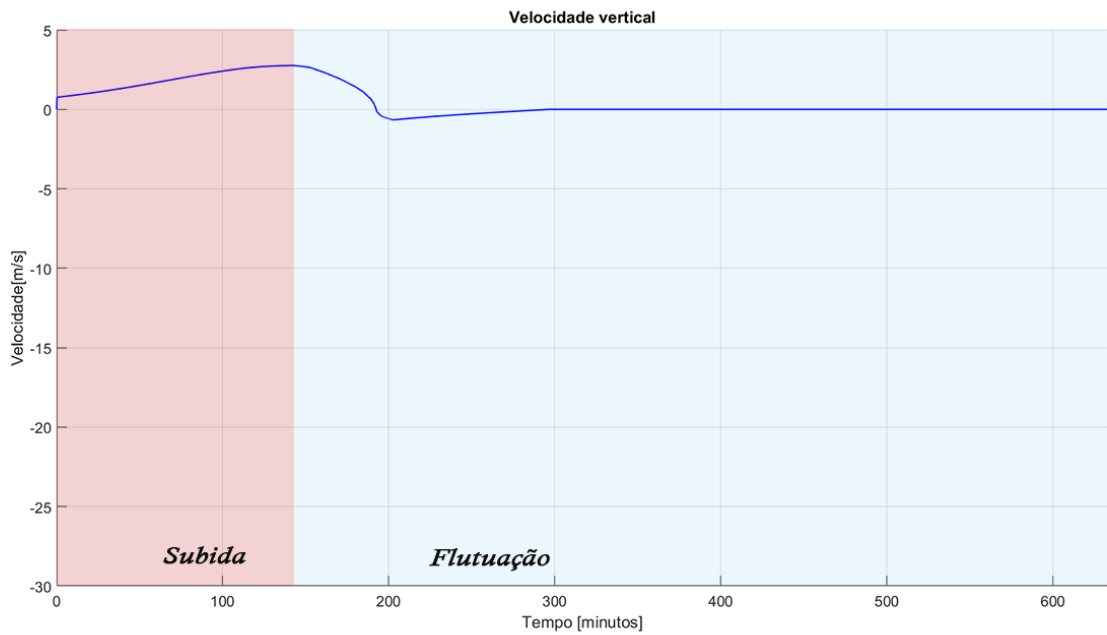


Figura 4.20: Simulação da velocidade pelo tempo utilizando a constante de tempo.

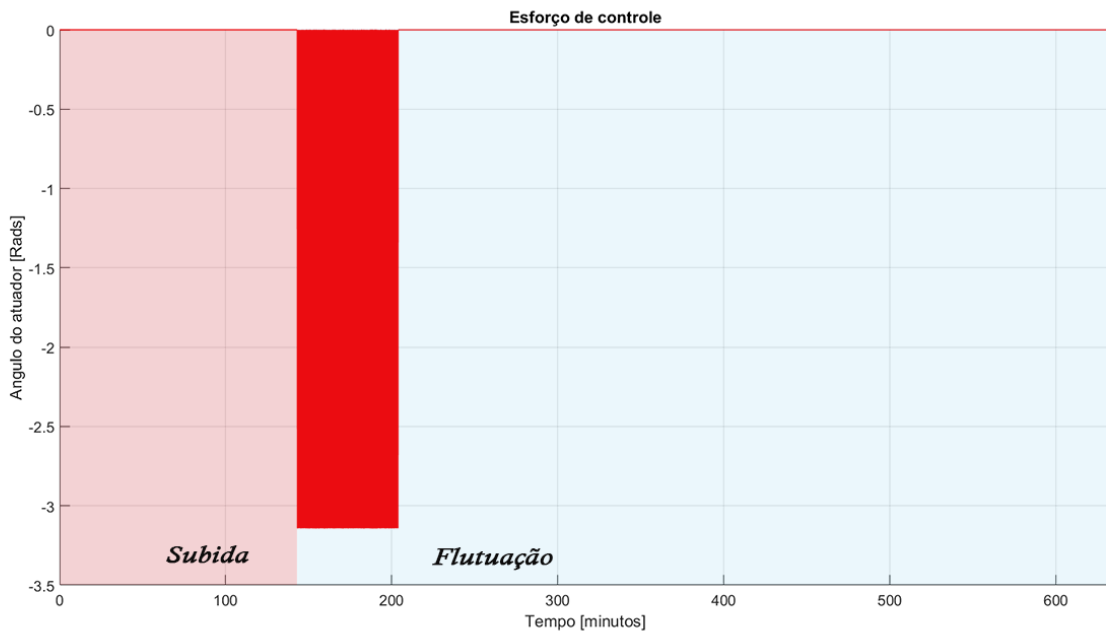


Figura 4.21: Simulação da atuação do servo pelo tempo utilizando a constante de tempo.

#### 4.5.6 Simulação com a liberação de carga útil

Um cenário de missão considerado é o lançamento de cargas úteis a partir de um balão em alta altitude. No cenário proposto, a plataforma apresenta uma variação de massa brusca durante sua flutuação, de forma a impactar a dinâmica de voo do sistema. As tabelas 4.4 e 4.5 mostram os parâmetros de entrada utilizados. Na simulação, o sistema de controle de velocidade é ativado aos 16090 metros, para reproduzir os resultados da simulação utilizando uma constante de tempo. Para reproduzir o cenário proposto, aos 350 minutos uma carga de 2 Kg é liberada, fazendo com que a plataforma tenha uma variação de 4 Kg para 2 Kg de forma abrupta. Ao liberar a carga, o sistema de controle de velocidade se encontra ativo, de forma a reduzir a velocidade da plataforma para zero. Aos 516 minutos, o controlador de posição entra em ação para levar a plataforma para uma altitude mais próxima de 20 Km. Aos 583 minutos, a fase de pouso é ativada, levando a plataforma até o solo. A Figura 4.22 mostra o trajetória de subida do sistema na simulação em comparação com os dados experimentais. A Figura 4.23 mostra a curva de velocidade do sistema durante a simulação. A Figura 4.24 mostra o esforço de atuação durante a simulação do sistema.

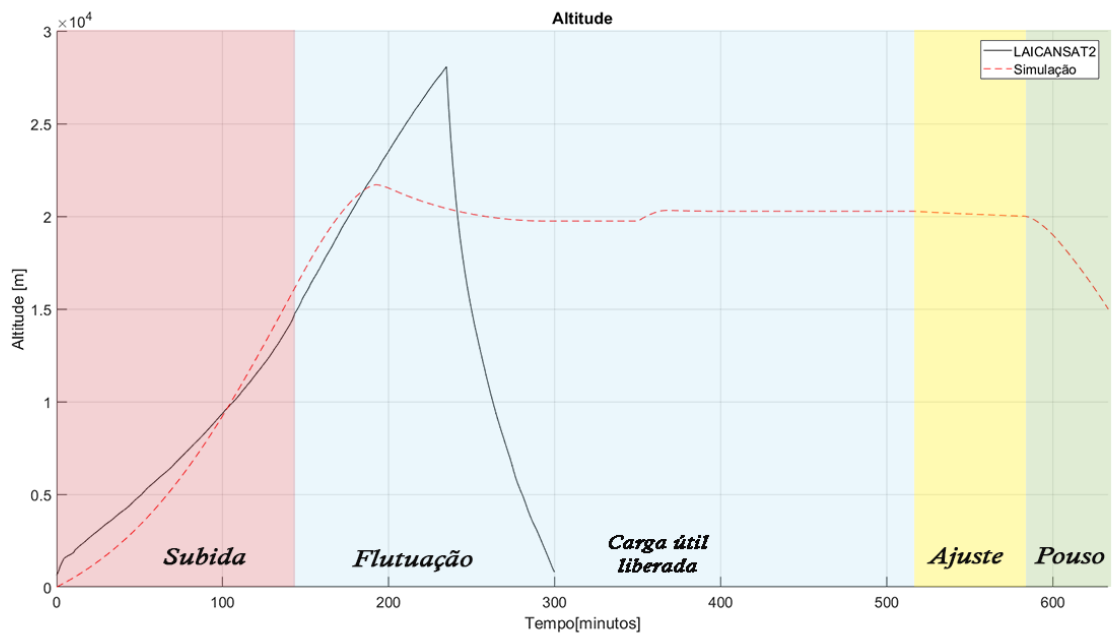


Figura 4.22: Simulação da altitude pelo tempo com liberação de carga útil.

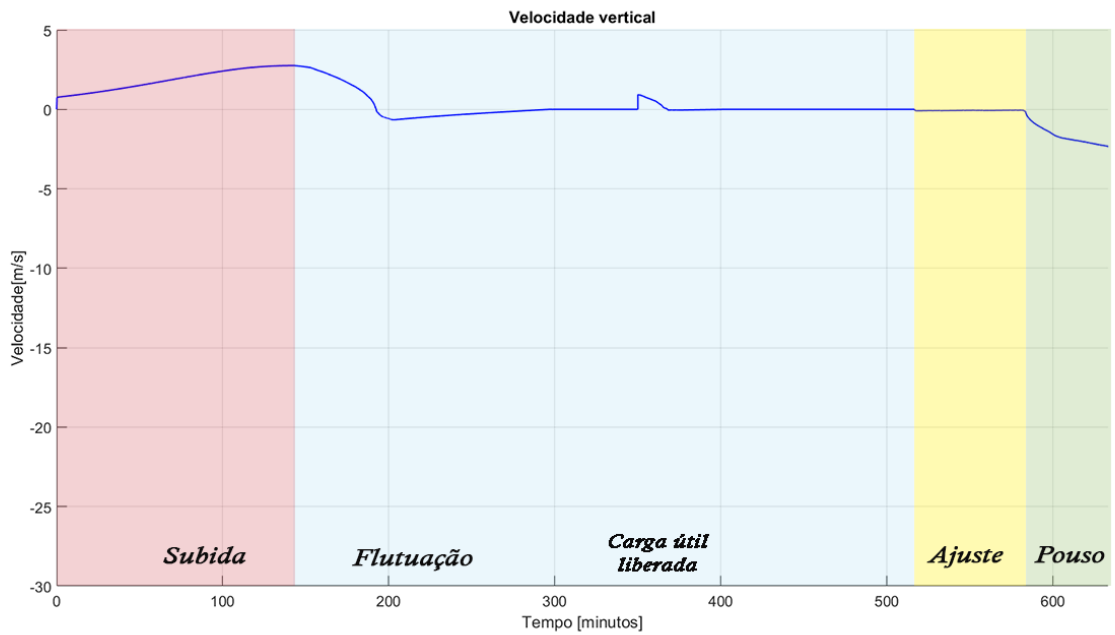


Figura 4.23: Simulação da velocidade pelo tempo com liberação de carga útil.

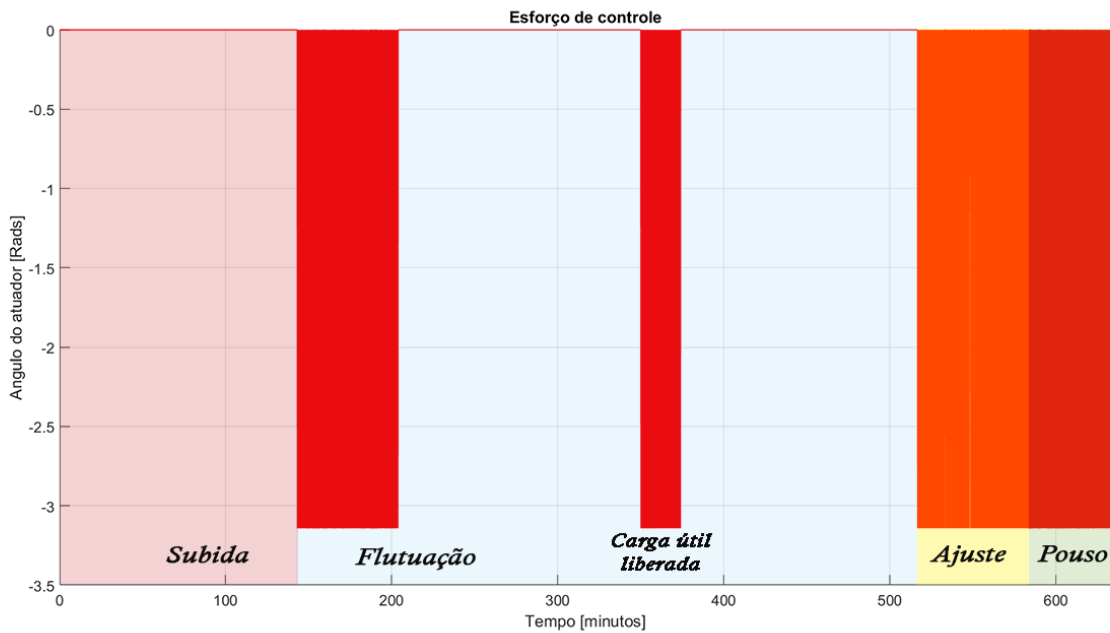


Figura 4.24: Simulação da atuação do servo pelo tempo com liberação de carga útil.

#### 4.5.7 Discussão

As simulações com diferentes parâmetros de entrada forneceram informações valiosas. Em todas as simulações, o sistema de controle de altitude foi capaz de impedir que o balão alcançasse a altitude de estouro, sendo capaz de diminuir o módulo de velocidade para zero e garantir a flutuação dentro da faixa de altitude desejada, demonstrando a eficiência do sistema de controle de velocidade desenvolvido mesmo com a variação de alguns parâmetros na simulação. As constantes de tempo definidas na Tabela 4.7 mostram a variação que pode existir entre diferentes faixas de altitude da atmosfera, ao mesmo tempo que existem outros trechos da atmosfera com parâmetros mais constantes. O coeficiente de arrasto utilizado nas simulações não invalida o método de controle descrito. Um trabalho preliminar utilizando um coeficiente de arrasto menor obteve resultados semelhantes [61].

Os resultados encontrados nas fase de ajuste e na fase de pouso demonstram a grande zona de instabilidade que o balão de látex pode apresentar durante sua descida. Sem uma calibragem adequada e precisa de acordo com os parâmetros de entrada, que inclui a faixa de altitude no qual se deseja flutuar, o sistema de controle proposto pode não ser capaz de realizar a missão estabelecida com uma precisão adequada, sendo que em algumas situações o controlador de posição acaba levando o sistema a instabilidade, fazendo a plataforma descer ao solo. É importante frisar que o sistema de controle atua liberando Hélio do balão, de forma que o gás funciona como uma espécie de combustível do sistema. Quando o gás se torna escasso, o sistema perde a força de sustentação do balão e inicia seu processo de queda, enfatizando a dificuldade e a sutileza necessária ao controlador durante o acionamento da válvula.

Algumas ações de comando foram simuladas para evitar os cenários de instabilidade e incertezas descritos anteriormente. A primeira consiste em realizar a missão de flutuação contando apenas com o sistema de controle de velocidade, que pode chegar a uma altitude pré-determinada desde que as constantes de tempo relacionadas a plataforma sejam conhecidas. Essas constantes de tempo precisam ser obtidas experimentalmente para cada plataforma de acordo com o cenário de missão. A segunda solução se baseia na simulação com a liberação de carga útil. Ao ejetar a carga, o balão repentinamente ganhou velocidade de subida, emulando o efeito dinâmico que a liberação de lastros pode causar na plataforma. Utilizando a válvula de pressão e um sistema de lastros, a plataforma teria condições de regular sua velocidade de subida e descida, possuindo uma precisão maior no controle da altitude de flutuação. A válvula para liberação de Hélio altera a força de empuxo, fazendo com que ela diminua à medida que o sistema atue. Um sistema de lastro modifica a força peso do sistema, fazendo com que seu módulo também diminua. Assim, a junção entre um sistema de liberação de Hélio e um sistema de lastro permite que o sistema possa ser controlado nos dois sentidos, ganhando ou perdendo altitude, o que pode garantir uma flutuação em altitude específica.

É importante frisar que um sistema de lastro simples normalmente possui uma quantidade limitada de combustível, assim como a quantidade de gás do balão, o que limita o tempo de flutuação que o balão pode desempenhar. Os autores em [20] descrevem alguns voos experimentais utilizando um sistema de liberação de gás Hélio e um sistema de lastros, apesar de não ter conseguido voar em uma altitude constante durante todo o período de voo. Assim fica claro que para realizar uma flutuação em altitude constante, um fator importante também é a quantidade de gás Hélio, de lastro e de energia para os sistemas eletrônicos, pois o voo em altitudes específicas vão consumir mais combustível desses sistemas que um voo de balão sem uma exigência específica de altitude. Em [16], os autores discutem a criação de uma célula de combustível capaz de gerar gás a partir da hidrólise da água, de forma a reabastecer o balão com gás e restaurar suas capacidades de sustentação, caso seja necessário. Em [62], os autores executam um projeto conhecido como *Project Loon* para criar uma rede de internet mundial utilizando a flutuação de vários balões em alta altitude. No sistema de navegação desenvolvido, eles são capazes de alterar o peso da plataforma através de um sistema de variação de peso que emula um submarino. Eles coletam ar da atmosfera para aumentar o peso do sistema e libera o ar para diminuir o peso do sistema, sendo capazes de controlar a subida e descida. Possuem também uma placa solar para manter as baterias dos sistemas eletrônicos sempre carregadas.

# Capítulo 5

## Conclusão

Este trabalho apresentou os fundamentos físicos envolvidos na dinâmica de subida de um balão atmosférico, realizando uma simulação com o modelo dinâmico proposto e comparando os resultados com dados reais da missão LAICAnSat-2. As metodologias utilizadas para a construção de um sistema de atuação por válvula para a liberação de gás Hélio foram evidenciadas e alguns protótipos desenvolvidos em laboratório foram mostrados, em conjunto com testes de desempenho. Uma missão de campo foi realizada para colher dados experimentais relacionadas a atuação da válvula, entretanto alguns problemas de design acabaram comprometendo o experimento, de forma que uma nova versão da válvula foi desenvolvida para evitar futuras falhas.

Um sistema de controle PID utilizando uma malha de posição e uma malha de velocidade foi implementado e validado numericamente utilizando o modelo dinâmico proposto para o movimento de subida vertical do balão. O objetivo foi simular uma estratégia de controle com uma fase de flutuação, uma fase de ajuste e uma fase de descida utilizando apenas uma válvula de liberação de gás Hélio para executar uma missão em alta altitude. Um trabalho preliminar propondo a estratégia de controle foi publicado [61]. Diversos cenários de simulação foram propostos e seus resultados discutidos. A malha de controle de velocidade funcionou como o esperado dentro das simulações, sendo capaz de desempenhar a flutuação em diversos cenários distintos. Entretanto, a malha de posição em algumas simulações não apresentou o comportamento esperado, não sendo capaz de levar a plataforma com balão a altitude desejada, o que compromete a precisão da altitude em que se deseja flutuar.



Algumas alternativas para promover flutuação em uma altitude específica foram discutidas, como a utilização de um sistema de lastro ou a identificação das constantes de tempo do sistema através de experimentos. A dissertação apresentada abordou diversos campos em estudo envolvidos nas missões com balões em alta altitude. Dentro da linha de pesquisa apresentada, alguns trabalhos utilizando novos conjuntos de dados de missões com balões atmosféricos foram listados para serem executados no futuro:

- Realizar testes experimentais com balão em voo livre para validar e corrigir o modelo físico proposto, realizando uma investigação mais detalhada em relação aos efeitos aerodinâmicos presentes na subida do balão;
- Realizar teste experimental em uma missão com balão estratosférico utilizando um sistema de controle de altitude integrado para validar a estratégia de controle apresentada e investigar a variação da constante de tempo do sistema em função da altitude;
- Realizar testes em voo com balões para averiguar a confiabilidade da válvula de pressão para liberação de gás Hélio desenvolvida nesse trabalho;
- Avaliar outras técnicas de controle tais como, o uso de um controlador adaptativo ou a implementação de um controle robusto na plataforma LAICAnSat;
- Desenvolver um sistema de liberação de lastro utilizando técnicas que prototipagem rápida com PLA, com o objetivo de aumentar a confiabilidade do sistema e aumentar as opções de aplicações, garantindo baixo custo.

# Referências Bibliográficas

- [1] SPARKS, J. Low cost technologies for aerospace applications. *Microprocessors and Microsystems*, Elsevier, v. 20, n. 8, p. 449–454, 1997.
- [2] SMITH, M. S.; ALLISON, G. The return of the balloon as an aerospace test platform. In: *AIAA, International Balloon Technology Conference, Norfolk, VA*, 1999.
- [3] LOWE, J. Aerospace applications. In: *Design and manufacture of textile composites*. Elsevier, 2005. p. 405–423.
- [4] YAJIMA, N. et al. *Scientific Ballooning: Technology and Applications of Exploration Balloons Floating in the Stratosphere and the Atmospheres of Other Planets*. Springer Science & Business Media, 2009.
- [5] JONES, W. V. Evolution of scientific ballooning and its impact on astrophysics research. *Advances in Space Research*, Elsevier, v. 53, n. 10, p. 1405–1414, 2014.
- [6] GUZIK, T. G.; WEFEL, J. P. The high altitude student platform (HASP) for student-built payloads. *Advances in Space Research*, Elsevier, v. 37, n. 11, p. 2125–2131, 2006.
- [7] GAYASHANI, K. et al. Loon balloon plus: Future implementations of google loon project. *Imperial Journal of Interdisciplinary Research*, v. 5, p. 993–997, 2016.
- [8] QIU, J. et al. Air-ground heterogeneous networks for 5g and beyond via integrating high and low altitude platforms. *IEEE Wireless Communications*, IEEE, 2019.
- [9] KOEHLER, C. Balloonsat: missions to the edge of space. *Utah State University. 16th Annual/USU Conference on Small Satellites*, 2002.
- [10] PFOTZER, G. History of the use of balloons in scientific experiments. *Space Science Reviews*, Springer, v. 13, n. 2, p. 199–242, 1972.
- [11] SCHWARZSCHILD, M. Photographs of the solar granulation taken from the stratosphere. *The Astrophysical Journal*, v. 130, p. 345, 1959.
- [12] CORLISS, W. R. Nasa sounding rockets, 1958-1968: A historical summary. 1971.

- [13] KREITH, F.; KREIDER, J. F. *Numerical prediction of the performance of high altitude balloons*. Atmospheric Technology Division, National Center for Atmospheric Research, 1974.
- [14] VIAL, F. et al. A study of the dynamics of the equatorial lower stratosphere by use of ultra-long-duration balloons: 1. planetary scales. *Journal of Geophysical Research: Atmospheres*, Wiley Online Library, v. 106, n. D19, p. 22725–22743, 2001.
- [15] HERTZOG, A.; VIAL, F. A study of the dynamics of the equatorial lower stratosphere by use of ultra-long-duration balloons: 2. gravity waves. *Journal of Geophysical Research: Atmospheres*, Wiley Online Library, v. 106, n. D19, p. 22745–22761, 2001.
- [16] KAYHAN, Ö.; HASTAOĞLU, M. A. Control of high altitude telecommunication balloons via transport phenomena, material and fuel cell. In: IEEE. *2013 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 2013. p. 441–444.
- [17] GAI, M. et al. A scientific mission based on a high altitude stratospheric balloon. *International Journal of Aerospace Sciences*, Scientific & Academic Publishing, v. 3, n. 1, p. 18–29, 2014.
- [18] KRÄUCHI, A. et al. Controlled weather balloon ascents and descents for atmospheric research and climate monitoring. *Atmospheric Measurement Techniques Discussions*, v. 8, p. 12559–12588, 2015.
- [19] ARIBAŞ, E.; DAĞLARLI, E. High altitude smart monitoring system integration by using a helium powered mechanical balloon. In: IEEE. *2017 8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 2017. p. 167–170.
- [20] SUSHKO, A. et al. Low cost, high endurance, altitude-controlled latex balloon for near-space research (valbal). In: IEEE. *2017 IEEE Aerospace Conference*, 2017. p. 1–9.
- [21] SUSHKO, A. et al. Advancements in low-cost, long endurance, altitude controlled latex balloons (valbal). In: IEEE. *2018 IEEE Aerospace Conference*, 2018. p. 1–10.
- [22] AEROSTAR, R. *Aerospace Platforms*. 2019. <https://ravenaerostar.com/>. Acessado: 2019-27-11.
- [23] NASA, N. A.; ADMINISTRATION, S. *NASA's SuperTIGER Balloon Flies Again to Study Heavy Cosmic Particles*. 2019. <https://sites.wff.nasa.gov/code820/>. Acessado: 2019-27-11.
- [24] NEHME, P. H. D. et al. Development of a meteorology and remote sensing experimental platform: The LAICAnSat-1. In: IEEE. *2014 IEEE Aerospace Conference*, 2014. p. 1–7.
- [25] NEHME, P. H. D. LAICAnSat: uma plataforma experimental para balões de pequeno porte. Tese (Graduação) — Universidade de Brasília, 2014.

- [26] NORONHA, B. H. A. et al. System identification of a square parachute and payload for the LAICAnSat. In: IEEE. *2015 IEEE Aerospace Conference*, 2015. p. 1–7.
- [27] PUIG-SUARI, J.; TURNER, C.; AHLGREN, W. Development of the standard cubesat deployer and a cubesat class picosatellite. In: IEEE. *2001 IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No. 01TH8542)*, 2001. v. 1, p. 1–347.
- [28] ALVES, M. F. et al. Design of the structure and reentry system for the LAICAnSat-3 platform. In: *Proceedings of the 2nd Latin American IAA Cubesat Workshop*, 2016.
- [29] HOLANDA, M. A. L. et al. Trajectory control system for the LAICAnSat-3 mission. In: IEEE. *2017 IEEE Aerospace Conference*, 2017. p. 1–7.
- [30] DIAS, R. et al. LAICAnSat-3: A mission for testing a new electronic and electronic and telemetry and tracking system. In: *Proceedings of the 2nd Latin American IAA Cubesat Workshop*, 2016. p. 1–9.
- [31] CONSORTIUM, P. *History of PC/104 Consortium*. 2019. <https://pc104.org/consortium/history/>. Acessado: 2019-27-11.
- [32] CASTRO, A. K. d. Desenvolvimento de uma placa eletrônica do sistema mínimo da plataforma LAICAnSat. 2015.
- [33] BORGES, R. A. et al. LAICAnSat-5: A mission for recording the total solar eclipse from the stratosphere. In: IEEE. *2018 IEEE Aerospace Conference*, 2018. p. 1–7.
- [34] ESTADÃO, J. *Depois de filmar Eclipse a 30 KM de Altitude, brasileiros sonham mais alto*. 2019. <https://ciencia.estadao.com.br/noticias/geral,depois-de-filmar-eclipse-a-30-km-de-altitude-brasileiros-sonham-mais-alto,70002353965>. Acessado: 2019-27-11.
- [35] G1, P. *Pesquisadores da UnB vão aos EUA para gravar eclipse solar em 360 graus*. 2019. <https://g1.globo.com/distrito-federal/noticia/pesquisadores-da-unb-va-ao-eua-para-gravar-eclipse-solar-em-360.ghtml>. Acessado: 2019-27-11.
- [36] G1, P. *Foto de Eclipse feita por balão de astrônomos de Brasília ganha destaque na NASA*. 2019. <https://g1.globo.com/df/distrito-federal/noticia/2018/08/27/foto-de-eclipse-feita-por-balao-de-astronomos-da-unb-ganha-destaque-na-nasa.ghtml/>. Acessado: 2019-27-11.
- [37] AMADO, R. et al. Desenvolvimento de teste experimental para avaliação de desempenho de paraquedas em sistema de reentrada de satélites. In: CREEM. *XXV Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica – Brasília, DF*, 2018.

- [38] ATMOSPHERE, U. S. Noaa-s/t76-1562. *US Government Printing Office, Washington, DC*, 1976.
- [39] ATMOSPHERE, S. International organization for standardization. *ISO*, v. 2533, p. 1975, 1975.
- [40] CAVCAR, M. The international standard atmosphere (ISA). *ISO*, Anadolu University, v. 30, p. 9, Turkey, 2000.
- [41] MUNSON, B. R. et al. *Fluid mechanics*. Wiley Singapore, 2013.
- [42] JACCHIA, L. G. Variations in the earth's upper atmosphere as revealed by satellite drag. *Reviews of modern physics*, APS, v. 35, n. 4, p. 973, 1963.
- [43] COMINS, N. F.; KAUFMANN, W. J. *Discovering the Universe: From the stars to the Planets*. Macmillan, 2008.
- [44] NEWTON, I. *The Principia: mathematical principles of natural philosophy*. Univ of California Press, 1999.
- [45] CLANCY, L. J. *Aerodynamics*. Halsted Press, 1975.
- [46] ASSIS, A. K. T. *Arquimedes, o centro de gravidade e a lei da alavanca*. Apeiron Montreal, 2008.
- [47] ARAKI, M. Pid control. *Control Systems, Robotics and Automation: System Analysis and Control: Classical Approaches II*, p. 58–79, 2009.
- [48] ÅSTRÖM, K. J.; HÄGGLUND, T. *PID controllers: theory, design, and tuning*. Instrument society of America Research Triangle Park, NC, 1995.
- [49] ÅSTRÖM, K. J.; HÄGGLUND, T. Revisiting the ziegler–nichols step response method for pid control. *Journal of process control*, Elsevier, v. 14, n. 6, p. 635–650, 2004.
- [50] KATHUSHIKO, O. Engenharia de controle moderno. 5<sup>o</sup> edição. *Editora LTC*, 2011.
- [51] ROSSETTO, D. R. Avaliação da integridade estrutural de projetos de válvulas do tipo esfera trunnion e/ou gaveta utilizadas nas instalações de petróleo. Tese (Doutorado) — Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2016.
- [52] ECCO, M. *Análise estrutural comparativa de junções flangeadas de válvula de esfera tipo Trunnion utilizada na indústria de óleo e gás conforme as normas ASME VIII e Norsok Standart L-005*. Tese (Mestrado) — Universidade Tecnológica Federal do Paraná, 2016.
- [53] PETERS, L. L. et al. *Fuel injector with pressure balanced needle valve*. Google Patents, nov. 9 1999. US Patent 5,979,803.

- [54] SILVA, C. T. *Modelamento matemático e controle PI de uma válvula borboleta eletrônica*. Tese (Doutorado) — Universidade de São Paulo. 2015.
- [55] MERCER, J. Paper 12: Reliability of solenoid valves. In: SAGE PUBLICATIONS SAGE UK: LONDON, ENGLAND. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Conference Proceedings*, 1969. v. 184, n. 2, p. 89–94.
- [56] NOCK, K. et al. Balloon altitude control experiment (alice) project. In: *11th Lighter-than-Air Systems Technology Conference*, 1995. p. 1632.
- [57] BARBOSA, V. C. et al. Development of an actuator for an airdropped platform landing system. In: *Proceedings of the 41st IEEE Aerospace Conference*, 2020. p. 1–7.
- [58] SOVRAN, G. *Aerodynamic drag mechanisms of bluff bodies and road vehicles*. Springer Science & Business Media, 2012.
- [59] GALLICE, A. et al. Modeling the ascent of sounding balloons: derivation of the vertical air motion. *Atmospheric Measurement Techniques*, Copernicus GmbH, v. 4, n. 10, p. 2235–2253, 2011.
- [60] SMITH, C.; CORRIPIO, A. *Princípios E Prática Do Controle Automático de Processo*. Grupo Gen-LTC, 2000.
- [61] HONDA, Y.H.M et al. Development of an Altitude Control System for the LAICAnSat Platform. In: IEEE. *2019 IEEE Aerospace Conference*, 2019. p. 1-8.
- [62] NAGPAL, L.; SAMDANI, K. Project loon: Innovating the connectivity worldwide. In: IEEE. *2017 2nd IEEE International Conference on Recent Trends in Electronics, Information & Communication Technology (RTEICT)*, 2017. p. 1778–1784.