Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aerospacial

BalloonSats: Projeto de missão e de um sistema de recuperação de carga paga

Autor: Victor Henrique Caldeira Barbosa
Orientador: PhD. Manuel N. D. Barcelos Júnior

Brasília, DF
2019

Victor Henrique Caldeira Barbosa

BalloonSats: Projeto de missão e de um sistema de recuperação de carga paga

Monografia submetida ao curso de graduação em (Engenharia Aerospacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aerospacial).

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: PhD. Manuel N. D. Barcelos Júnior

Coorientador: PhD. Renato Alves Borges

Brasília, DF

2019

Victor Henrique Caldeira Barbosa
BalloonSats: Projeto de missão e de um sistema de recuperação de carga paga/ Victor Henrique Caldeira Barbosa. – Brasília, DF, 2019-
139 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: PhD. Manuel N. D. Barcelos Júnior

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2019.

1. BalloonSat. 2. Paraquedas. I. PhD. Manuel N. D. Barcelos Júnior. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. *BalloonSats*: Projeto de missão e de um sistema de recuperação de carga paga

CDU 02:141:005.6

Victor Henrique Caldeira Barbosa

BalloonSats: Projeto de missão e de um sistema de recuperação de carga paga

Monografia submetida ao curso de graduação em (Engenharia Aerospacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aerospacial).

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 03 de julho de 2019:

PhD. Manuel N. D. Barcelos Júnior
Orientador

Dr. William Reis Silva
Convidado 1

Dr. Thiago Felippe Kurudez Cordeiro
Convidado 2

Brasília, DF
2019

Agradecimentos

Agradeço primeiramente a Deus por sua superabundante graça que me tem sustentado até aqui. A Ele, àquele por meio de quem e para quem todas as coisas vieram à existência, seja a glória eternamente.

Agradeço sinceramente ao meu orientador, Manual Barcelos, por todo seu apoio, orientação e por acreditar na minha capacidade, por vezes mais que eu mesmo. Agradeço também aos meus pais, Maria Cristina Barbosa e Nelson Henrique, por todo amor e por terem investido suas forças e fundos em minha educação, me tornando quem hoje sou. Agradeço à minha namorada Priscila Pires, por sua paciência, compreensão e companheirismo singulares. Agradeço ao meu irmão, Vinícius Henrique, e a todos meus amigos e companheiros pelos muitos momentos de alegria e descontração. Por fim, agradeço ao meu coorientador Renato Borges, à FAPDF e ao CNPq por toda a estrutura e apoio que tornaram possível a realização deste trabalho e à equipe do LODESTAR, em especial ao Luan Heikel, por todo o suporte técnico.

"Que ninguém se engane.
Se algum de vocês acha que é sábio segundo os padrões desta era,
deve tornar-se louco a fim de ser verdadeiramente sábio.
Pois a sabedoria deste mundo é loucura para Deus.
(Bíblia Sagrada, 1 Coríntios 3:18-19a)

Resumo

BalloonSats são plataformas que realizam missões em alta atmosfera utilizando balões como veículos de transporte. Este trabalho dedica-se ao aprimoramento da metodologia do projeto de missões desse tipo e ao desenvolvimento de um sistema de recuperação de carga paga baseado em paraquedas. Inicialmente foi realizada uma revisão bibliográfica de introdução à física e problemática dos sistemas balão e paraquedas, além de uma apresentação das missões já realizadas pelo projeto LAICAnSat. O projeto de missão inicia-se com a definição de requisitos e do escopo do projeto. Em seguida é realizado o projeto conceitual, onde são apresentados os conceitos de missão que serão abordados ao longo do trabalho, com uma descrição das atividades realizadas a cada fase de missão. No projeto preliminar são realizados cálculos de dimensionamento geral para o sistema balão e para o sistema de recuperação da carga paga. Por fim é feito o projeto detalhado, com a definição de soluções específicas que atendam aos requisitos do projeto. É realizada então a construção e uma série de testes, em laboratório e em campo, dos sistemas projetados. O trabalho é concluído com algumas considerações relacionadas à realização de trabalhos que envolvam *BalloonSats* e paraquedas e com a definição de perspectivas para trabalhos futuros.

Palavras-chaves: ballonSat. paraquedas. balonismo científico.

Abstract

BalloonSats are platforms that perform high atmosphere missions by using balloons as transport vehicles. This work is dedicated to the improvement of the methodology for the design of missions of this gender and to the development of a payload recovery system based on parachute technology. Firstly, a literature review was carried out to introduce the physics and problematic of balloon and parachute systems as well as a presentation of the missions already accomplished by the LAICAnSat project. The mission design begins with the project requirements and scope definition. Then, the conceptual design is presented, where there are shown the mission concepts that will be addressed throughout the work. In this part is provided a description of each mission phase activities. In the preliminary design, general design calculations are performed for the balloon and payload recovery systems. Finally, a detailed design is made, with the definition of specific solutions that meet the project requirements. Construction and a set of laboratory and field tests of the designed systems are then carried out. The work is concluded with some final considerations related to the research on ballonSats and parachute systems and with the definition of future prospects.

Key-words: balloonSat. parachute. scientific ballooning.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Esquemático de missão com balão cativo. Fonte: Adaptado de (AMADO, 2018) . . . 25
Figura 2 – Sistema balão formado por balão e carga paga. Fonte: (NASA, 2006) . 30
Figura 3 – Altitude do LAICAnSat 5 (*BaloonSat*) em função do tempo. Fonte: (BORGES et al., 2018) . . . 32
Figura 4 – Densidade e pressão em função da altitude na atmosfera padrão. Fonte: (SILVEIRA, 2015) . . . 33
Figura 5 – Perfil de temperatura vertical na atmosfera padrão. Fonte: (GRIMM, 1999). . . . 35
Figura 6 – Sistema balão cativo simplificado. Fonte: Figura produzida pelo autor. 37
Figura 7 – Vento relativo, responsável por gerar as forças de sustentação e arrasto no balão. Fonte: Figura produzida pelo autor. . . . 38
Figura 8 – Diagrama de corpo livre do cabo de ancoragem. Fonte: Figura produzida pelo autor. . . . 38
Figura 9 – Elementos e partes selecionados de um paraquedas *ram-air*. Fonte: Figura adaptada pelo autor . . . 42
Figura 10 – Forças de sustentação e arrasto em um perfil aerodinâmico. Fonte: Figura produzida pelo autor. . . . 44
Figura 11 – C_L e C_D vs ângulo de ataque - perfil Clark-Y seccionado no bordo de ataque. Fonte: (MOHAMMADI; JOHARI, 2009) . . . 44
Figura 12 – Forças verticais atuantes em um sistema paraquedas-carga paga. Fonte: Adaptado de (AMADO, 2018) . . . 45
Figura 13 – Decomposição da velocidade terminal do sistema paraquedas. Fonte: Figura produzida pelo autor . . . 46
Figura 14 – Velocidades verticais terminais de um sistema paraquedas inicialmente aberto, (em vermelho) e inicialmente fechado (em azul). Fonte: Figura produzida pelo autor . . . 46
Figura 15 – Razão de planeio de um paraquedas. Fonte: Adaptado de (FPVL, s.d.) 47
Figura 16 – Corda, envergadura e ângulo de diedro de um velame. Fonte: Adaptado de (PRAKASH, 2004) . . . 48
Figura 17 – Envelope de posicionamento do CG. Fonte: Adaptado de (BENEDETTI, 2012) . . . 50
Figura 18 – Mudança no ângulo de ataque devido à ação das linhas de freio. Fonte: Figura produzida pelo autor . . . 50
Figura 19 – Variação de α com a atuação dos freios ao longo da envergadura. Fonte: Adaptado de (BENEDETTI, 2012) . . . 51

Figura 20 – Manobras em três diferentes posições de freio. Fonte: (FPVL, s.d.) . . . 52
Figura 21 – *CubeSats* 1U, 2U e 3U, da esquerda para a direita. Fonte: (Jason Rhian, 2016) . . . 53
Figura 22 – Estrutura impressa em PLA do LAICAnSat-3. Fonte: (ALVES et al., 2016) . . . 54
Figura 23 – Imagem do eclipse solar de Agosto de 2017, registrada pelo LAICAnSat-5. Fonte: (BORGES et al., 2018) . . . 55
Figura 24 – LAICAnSat-5 e LAICAnSat-5.1 no local de lançamento. Fonte: (BORGES et al., 2018) . . . 55
Figura 25 – Enrolamento ideal do cabo de ancoragem. Fonte: (VONDER, 2018) . . 56
Figura 26 – Velame com a estrutura em "X" usada por Amado (a) deitada e (b) suspensa. Fonte: (AMADO, 2018) . . . 57
Figura 27 – CG do paraquedas usado (a) com carga paga de 0,581 kg e (b) com carga paga de 9 kg. Fonte: Figura produzida pelo autor . . . 59
Figura 28 – Plataforma de liberação de carga usada por Amado. Fonte: (AMADO, 2018) . . . 60
Figura 29 – Velocidade vertical durante a queda. Fonte: (AMADO, 2018) . . . 61
Figura 30 – Velocidade de rajada de vento máxima na região de Brasília entre 29/10/2018 e 07/11/2018. Fonte: (WINDY, Acessado em: 29 out. 2018) 71
Figura 31 – Tensão no cabo de ancoragem em função da velocidade do vento. Fonte: Figura produzida pelo autor . . . 73
Figura 32 – Faixa de envergadura e corda possíveis para uma carga paga de 4 kg. Fonte: Figura produzida pelo autor . . . 74
Figura 33 – Fluxo de informação em um comando de atuação. Fonte: Figura produzida pelo autor . . . 75
Figura 34 – Linhas multifilamento selecionadas para o cabo de ancoragem. Diâmetro de 0,4 mm à esquerda e 0,8 mm à direita. Fonte: Adaptado de (Ribeirão da Pesca, Acessado em: 25 jun. 2019) . . . 79
Figura 35 – Motor selecionado para sistema de recolhimento do balão. Fonte: (Motoredutor Club, Acessado em: 25 jun. 2019) . . . 80
Figura 36 – Carretel e mancal utilizados no mecanismo de recolhimento. Fonte: Figura produzida pelo autor . . . 80
Figura 37 – Adaptador para conexão do motorredutor ao carretel. Fonte: Figura produzida pelo autor . . . 81
Figura 38 – Simulação do adaptador do carretel sujeito a um torque de 11 N.m. Fonte: Figura produzida pelo autor . . . 82
Figura 39 – Suporte do motor à esquerda e mancal do carretel à direita. Fonte: Figura produzida pelo autor . . . 82

Figura 40 – APRS BeeLine GPS 2M HP, utilizado na plataforma do balão. Fonte: Adaptado de (AMADO, 2018) 83
Figura 41 – Plataforma do balão montada, com o subsistema de ejeção (a) fechado e (b) aberto. Fonte: Figura produzida pelo autor 83
Figura 42 – Componentes eletrônicos do sistema de aquisição de dados e comunicação do LAICAnSat. Fonte: Figura produzida pelo autor 84
Figura 43 – Radiocontrole selecionado para comunicação entre estação de terra e atuadores do paraquedas. Fonte: (Drone Up Lift, Acessado em: 25 jun. 2019) 85
Figura 44 – Velames *ram-air* selecionados para o sistema de recuperação. Fonte: Figuras fornecidas pelos fabricantes 85
Figura 45 – Velocidade vertical terminal estimada para o velame (a). Fonte: Figura produzida pelo autor 86
Figura 46 – AOA de equilíbrio em função de d_0 e h_0 usando parâmetros estimados. Fonte: Figura produzida pelo autor 87
Figura 47 – Modelo criado para reposicionamento do CG. Fonte: Figura produzida pelo autor 88
Figura 48 – Velocidade vertical terminal estimada para o velame (b). Fonte: Figura produzida pelo autor 89
Figura 49 – Servomotor selecionado para atuação no controle do paraquedas. Fonte: (SERVOCITY, Acessado em: 25 jun. 2019) 89
Figura 50 – Mecanismo de atuação. Fonte: Figura produzida pelo autor 90
Figura 51 – (a) Mecanismo de abertura fechado; (b) Mecanismo de abertura aberto. Fonte: Figura produzida pelo autor 91
Figura 52 – Mecanismo de abertura representado didaticamente. Fonte: Figura produzida pelo autor 91
Figura 53 – Suporte para (a) sistema de aquisição de dados e comunicação (b) bateria. Fonte: Figura produzida pelo autor 92
Figura 54 – Estrutura interna montada. Fonte: Figura produzida pelo autor 93
Figura 55 – Peças desenvolvidas para a estrutura externa. Fonte: Figura produzida pelo autor 93
Figura 56 – Projeto final do módulo para atuação no paraquedas, com subsistemas e estrutura integrados. Fonte: Figura produzida pelo autor 94
Figura 57 – Controle do sistema de ancoragem: botões para definição de sentido de giro à esquerda e controlador de velocidade do motor à direita. Fonte: Figura produzida pelo autor 96
Figura 58 – Mecanismo de ancoragem e recolhimento montado. Fonte: Figura produzida pelo autor 97

Figura 59 – Peças com porcas coladas. Da esquerda para a direita e de cima para baixo: reforço central, última camada, topo e base. Fonte: Figura produzida pelo autor 98
Figura 60 – Bateria montada em sua camada. Fonte: Figura produzida pelo autor . 99
Figura 61 – Mecanismo de atuação montado em sua camada. Fonte: Figura produzida pelo autor 100
Figura 62 – Subsistema de aquisição de dados e comunicação do LAICAnSat 6.2 montado em seu suporte. Fonte: Figura produzida pelo autor 100
Figura 63 – Mecanismo de abertura do paraquedas montado em sua camada. Fonte: Figura produzida pelo autor 101
Figura 64 – (a) Botão para ligar o sistema e (b) camada da bateria montada. Fonte: Figura produzida pelo autor 101
Figura 65 – Processo de montagem, até o posicionamento do reforço central. Fonte: Figura produzida pelo autor 102
Figura 66 – Processo de montagem, até o posicionamento da última camada interna. Fonte: Figura produzida pelo autor 102
Figura 67 – Reforço de alumínio feito para as colunas. Fonte: Figura produzida pelo autor 103
Figura 68 – Processo de montagem, até o posicionamento do topo. Fonte: Figura produzida pelo autor 104
Figura 69 – Processo de montagem, até o posicionamento das paredes laterais. Fonte: Figura produzida pelo autor 104
Figura 70 – Fim do processo de montagem do LAICAnSat 6.2. Fonte: Figura produzida pelo autor 105
Figura 71 – Teste da deflexão gerada pelo mecanismo de atuação no velame com (a) linhas de freio livres e (b) atuação máxima. Fonte: Figura produzida pelo autor 105
Figura 72 – Teste de torque do mecanismo de controle do paraquedas. Fonte: Figura produzida pelo autor 106
Figura 73 – Esquema de montagem do teste de tração no cabo de ancoragem. Fonte: Figura produzida pelo autor 107
Figura 74 – Paramotor utilizado como veículo para o LAICAnSat na Missão 2. Fonte: Figura produzida pelo autor 113
Figura 75 – Caminho percorrido na Missão 2. Fonte: Figura produzida pelo autor . 114
Figura 76 – LAICAnSat pronto para o teste da Missão 2. Fonte: Figura produzida pelo autor 115
Figura 77 – Altitude em função do tempo do LAICAnSat na Missão 2. Fonte: Figura produzida pelo autor 116

Figura 78 – Velocidade vertical em função do tempo do LAICAnSat na Missão 2. Fonte: Figura produzida pelo autor 116
Figura 79 – Diagramas Simulink para simulação de queda com paraquedas. Fonte: Diagramas desenvolvidos pelo autor 126
Figura 80 – Faixa de envergadura e corda possíveis para uma carga paga de 3 kg. Fonte: Figura produzida pelo autor 132
Figura 81 – Esquema elétrico do sistema de aquisição de dados e comunicação do LAICAnSat 6.2. Fonte: Figura produzida pelo autor 139

Lista de tabelas

Tabela 1 – Tabela de tomada de decisão para escolha da solução do sistema de recuperação. Fonte: Tabela produzida pelo autor 41
Tabela 2 – Comparativo de diferentes tipos de paraquedas. Fonte: Adaptado de (AMADO, 2018) 58
Tabela 3 – Resultados selecionados do algoritmo do Apêndice B. Fonte: Tabela produzida pelo autor. 72
Tabela 4 – Comparativo de características de balões meteorológicos. Fonte: Dados compilados de (Mundo Clima, Acessado em: 25 jun. 2019) 76
Tabela 5 – Entradas e saídas do algoritmo do Apêndice E. Fonte: Tabela produzida pelo autor. 78
Tabela 6 – Porcas e parafusos usados no mecanismo de ancoragem e recolhimento. Fonte: Tabela produzida pelo autor. 97
Tabela 7 – Porcas, parafusos e espaçadores usados no módulo de controle do paraquedas. Fonte: Tabela produzida pelo autor. 98
Tabela 8 – Resultados do teste de tração no cabo de ancoragem. Fonte: Tabela produzida pelo autor. 108
Tabela 9 – Dados de entrada para criação do modelo. Fonte: Tabela produzida pelo autor. 125

Lista de abreviaturas e siglas

AC	Centro aerodinâmico (do inglês *Aerodynamic Center*)
AOA	Ângulo de ataque (do inglês *Angle of attack*)
$APRS$	*Automatic Packet Reporting System*
AR	Alongamento de uma asa ou velame (do inglês *Aspect Ratio*)
CG	Centro de Gravidade
$LODESTAR$	Laboratório de simulação e controle de sistemas aeroespaciais
PLA	Poliácido Láctico
UnB	Universidade de Brasília
WL	Carga alar (do inglês *Wing Load*)

Lista de símbolos

Adimensionais

a	Inclinação da curva do coeficiente aerodinâmico tridimensional *versus* ângulo de ataque
$C_{(\,)}$	Coeficiente aerodinâmico (o subíndice indica a força à qual o coeficiente está associado)
D_2	Coeficiente de arrasto induzido tridimensional
Re	Número de Reynolds

Dimensionais

B	Força de empuxo na direção vertical para cima	$[N]$
b	Envergadura de uma asa ou velame	$[m]$
c	Corda de uma asa ou velame	$[m]$
$c_{média}$	Corda média de uma asa ou velame	$[m]$
d_0	Distância horizontal do centro de gravidade ao centro aerodinâmico	$[m]$
g_0	Aceleração gravitacional	$[m.s^{-2}]$
h_0	Distância vertical do centro de gravidade ao centro aerodinâmico	$[m]$
i_0	Ângulo de ataque de sustentação zero	[deg]
m	Massa	$[kg]$
M	Massa molar	$[kg.mol^{-1}]$
P	Pressão	$[Pa]$
r	Raio de uma circunferência	$[m]$
R	Constante universal dos gases ideais	$[J.K^{-1}.mol^{-1}]$
S	Área	$[m^2]$
T	Temperatura	$[K]$

$\vec{T}$	Força de tração	$[N]$
v	Velocidade	$[m.s{-}1]$
V	Volume	$[m^3]$
ρ	Densidade	$[kg.m^{-3}]$
α	Ângulo de ataque	[deg]

Subíndices

$(\ )_{ar}$	Propriedade do ar atmosférico ao nível do mar
$(\ )_{atm}$	Propriedade atmosférica em determinada altitude
$(\ )_{b}$	Propriedade de um balão
$(\ )_{c}$	Propriedade de um corpo qualquer
$(\ )_{cAnc}$	Propriedade do cabo de ancoragem
$(\ )_{D}$	Propriedade ligada à força de arrasto (normalmente um coeficiente)
$(\ )_{eq}$	Propriedade nas condições de equilíbrio
$(\ )_{f}$	Propriedade de um fluido
$(\ )_{gas}$	Propriedade de um gás (normalmente gás de empuxo do balão)
$(\ )_{L}$	Propriedade ligada à força de sustentação (normalmente um coeficiente)
$(\ )_{m}$	Propriedade ligada a um momento (normalmente um coeficiente)
$(\ )_{sb}$	Propriedade de um sistema balão
$(\ )_{w}$	Propriedade do vento

Sumário

I INTRODUÇÃO 21

1 INTRODUÇÃO . . . 22
1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO . . . 22
1.2 MOTIVAÇÃO . . . 23
1.3 JUSTIFICATIVA . . . 23
1.4 OBJETIVO . . . 24
1.4.1 Objetivo Geral . . . 24
1.4.2 Objetivo Específico . . . 24
1.5 METODOLOGIA . . . 26
1.6 CHAMADA . . . 27

II REVISÃO BIBLIOGRÁFICA 28

2 REFERENCIAL TEÓRICO . . . 29
2.1 PRINCÍPIOS FÍSICOS DO BALONISMO . . . 29
2.1.1 O princípio de Arquimedes . . . 29
2.1.2 Velocidade vertical . . . 31
2.1.3 Altitude de equilíbrio vertical . . . 32
2.2 TECNOLOGIA ATUAL: FILMES E GASES . . . 35
2.3 BALÕES CATIVOS . . . 36
2.3.1 Esforços no cabo de ancoragem . . . 37
2.3.2 Mecanismo de recolhimento . . . 39
2.4 SISTEMA DE RECUPERAÇÃO DA CARGA PAGA . . . 39
2.4.1 O paraquedas *Ram-air* . . . 42

3 O PROJETO LAICANSAT . . . 53
3.1 VISÃO GERAL: LAICAnSat-1 A LAICAnSat-4 . . . 53
3.2 LAICAnSat-5 E A MISSÃO KUARAY . . . 54
3.3 LAICAnSat 6.1 . . . 56
3.3.1 Plataforma de balão cativo . . . 56
3.3.2 Paraquedas . . . 57
3.3.3 Sistema de liberação da carga . . . 60
3.3.4 Teste realizado . . . 60

III DESENVOLVIMENTO 62

4 PRÉ-PROJETO . . . 63
4.1 REQUISITOS . . . 63
4.1.1 Requisitos - Balão cativo . . . 63
4.1.2 Requisitos - Voo livre . . . 63
4.2 ESCOPO . . . 64

5 PROJETO CONCEITUAL . . . 65
5.1 PROJETO CONCEITUAL - BALÃO CATIVO . . . 65
5.1.1 Pré-voo - Balão cativo . . . 65
5.1.2 Subida - Balão cativo . . . 66
5.1.3 Flutuação - Balão cativo . . . 66
5.1.4 Recuperação da carga paga - Balão cativo . . . 66
5.1.5 Recolhimento do balão - Balão cativo . . . 66
5.2 PROJETO CONCEITUAL - VOO LIVRE . . . 67
5.2.1 Pré-voo - Voo livre . . . 67
5.2.2 Subida - Voo livre . . . 67
5.2.3 Flutuação - Voo livre . . . 68
5.2.4 Recuperação da carga paga - Voo livre . . . 68

6 PROJETO PRELIMINAR . . . 69
6.1 SISTEMA BALÃO . . . 69
6.1.1 Dimensionamento geral . . . 69
6.1.2 Dimensionamento do mecanismo de recolhimento . . . 72
6.2 SISTEMA DE RECUPERAÇÃO DA CARGA PAGA . . . 74
6.2.1 Geometria do velame . . . 74
6.2.2 Comunicação e controle . . . 75

7 PROJETO DETALHADO . . . 76
7.1 SISTEMA BALÃO . . . 76
7.1.1 Escolha do balão adequado . . . 76
7.1.2 Cilindros de hélio necessários para missões . . . 76
7.1.3 Balão cativo - Sistema de ancoragem e recolhimento . . . 78
7.2 SISTEMA DE AQUISIÇÃO DE DADOS E COMUNICAÇÃO . . . 81
7.2.1 Plataforma do balão . . . 81
7.2.2 LAICAnSat . . . 83
7.3 SISTEMA DE RECUPERAÇÃO . . . 85
7.3.1 Velame *ram-air* . . . 85
7.3.2 LAICAnSat . . . 88
7.4 INFRAESTRUTURA PARA MISSÕES EM CAMPO . . . 93

8 CONSTRUÇÃO, TESTES E RESULTADOS 96
8.1 CONSTRUÇÃO DO MECANISMO DE ANCORAGEM E RECOLHIMENTO 96
8.2 CONSTRUÇÃO DO LAICAnSat 6.2 98
8.2.1 Construção da estrutura interna 99
8.2.2 Construção da estrutura externa 103
8.3 TESTE DE DEFLEXÃO DO VELAME 104
8.4 TESTE DE TORQUE DO MECANISMO DE ATUAÇÃO NO VELAME 106
8.5 TESTE DE TRAÇÃO NO CABO DE ANCORAGEM 107
8.6 REALIZAÇÃO DO EXPERIMENTO COM BALÃO CATIVO 108
8.7 RESULTADOS 111
8.7.1 Missão 1: velame (a) 111
8.7.2 Missão 2: velame (b) 113

IV CONCLUSÃO 117

9 CONSIDERAÇÕES FINAIS 118

10 PERSPECTIVAS FUTURAS 120

REFERÊNCIAS 121

APÊNDICES 124

APÊNDICE A – MODELO PARA SIMULAÇÃO DE VELOCIDADE TERMINAL DE PARAQUEDAS 125

APÊNDICE B – ALGORITMO PARA DIMENSIONAMENTO GERAL DE BALOES 127

APÊNDICE C – DEFINIÇÃO DE FAIXA GEOMÉTRICA DE VELAME 131

APÊNDICE D – SIMULAÇÃO DE VELOCIDADE TERMINAL DE PARAQUEDAS EM FUNÇÃO DA MASSA DE CARGA 133

APÊNDICE E – CILINDROS DE He_2 - MASSA ATUAL E PRESSÃO PÓS-ENCHIMENTO 135

APÊNDICE F – SISTEMA DE AQUISIÇÃO DE DADOS: ESQUEMA ELÉTRICO E CÓDIGO PARA ARDUINO 137

Parte I

Introdução

1 INTRODUÇÃO

Este capítulo traz uma breve introdução aos balões científicos, abordando de uma maneira geral a história de criação do balão e dos primeiros experimentos realizados com essa tecnologia. Trata também das principais aplicações de balões na ciência contemporânea e faz uma breve comparação com outros tipos de veículos possíveis, mostrando as vantagens dos balões para um tipo específico de missão. Ao fim, são descritos os objetivos geral e específico e é realizada uma breve descrição de cada capítulo.

1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO

Em junho de 1783 os irmãos Montgolfier, franceses a quem é atribuída a invenção do balão a ar quente, fizeram flutuar em Annonay (cidade do interior da França) um balão inflado com fumaça de fogo de palha. Esse balão foi fabricado em linho forrado com papel, tendo um diâmetro de aproximadamente 11 m e 750 m^3 de volume. Movido pelo grande sucesso da demonstração, o professor de física francês J. A. C. Charles inflou um balão com hidrogênio e o fez voar sobre Paris, ainda em 1783. O balão voou por cerca de 45 min. e caiu em uma fazenda a cerca de 20 km de Paris.(PFOTZER, 1972)

Apesar do uso de tecnologias diferentes, a flutuação dos dois balões é explicada pelo mesmo princípio: o princípio de Arquimedes, de modo que ambos são classificados como aeróstatos, veículos "mais leves que o ar". O balão de Charles era menos denso que o ar por utilizar o gás hidrogênio, o elemento mais leve da tabela periódica, com densidade 13,6 vezes menor que a densidade do ar. O balão dos irmãos Montgolfier, por sua vez, tinha uma densidade mais baixa que o ar devido ao aquecimento contínuo do ar no seu interior, fazendo com que ele tenha uma densidade inferior ao ar em temperatura ambiente. Tal fenômeno pode ser explicado pela lei dos gases ideais, que demonstra que densidade e temperatura são grandezas inversamente proporcionais.

A invenção dos balões e seu aperfeiçoamento abriu uma nova porta para a investigação científica. Não apenas tornou possível à humanidade o estudo de diversos fenômenos em alta altitude, como também o estudo da própria atmosfera. O potencial de aplicação científica era tão grande que em 1784, apenas um ano após a invenção do balão, os americanos J. Jefries e J. P. Blanchard fizeram o primeiro voo com fins meteorológicos (PFOTZER, 1972). A partir daí até os dias atuais, os balões são usados nas mais diversas áreas da ciência, como será abordado nas próximas seções.

1.2 MOTIVAÇÃO

O uso de balões para a realização de experimentos científicos ocorre desde os primórdios do balonismo. Em 1803 e 1804, uma série de voos foram realizados para verificar a influência da altitude no campo magnético terrestre. De 1897 a 1936, diversos pesquisadores realizaram voos com o objetivo de estudar a composição atmosférica em diferentes altitudes, obtendo amostras de ar entre o nível do mar e 28 km de altitude (PFOTZER, 1972). Com a evolução das técnicas de balonismo, os experimentos realizados também evoluíram. Estudos meteorológicos dos mais diversos, observações astronômicas e astrofísicas, medições da radiação cósmica e da respectiva ionização do ar, e estudos da concentração de ozônio em função da altitude são alguns exemplos de experimentos realizados durante a evolução do balonismo científico.

Atualmente, o uso de balões é essencial para o estudo da astrofísica. Importantes avanços no mapeamento da anisotropia[1] da radiação cósmica de fundo em micro-ondas foram realizados usando balões científicos. Em 2008, um experimento realizado em balão identificou um excesso de raios cósmicos de elétrons em uma determinada região do universo, o que pode indicar a presença de um objeto astrofísico, como um pulsar ou um micro-quasar. Além disso, grande parte dos equipamentos astrofísicos usados em naves espaciais deriva de equipamentos de balonismo científico.(ISRAEL et al., 2009)

Apesar do evidente e grande campo de atuação dos balões na astrofísica, suas aplicações científicas atuais não se limitam a tal área de conhecimento. Motivado pelo potencial desse tipo de plataforma, o LODESTAR (Laboratório de Simulação e Controle de Sistemas Aeroespaciais, antigo Laboratório de Aplicação e Inovação em Ciências Aeroespaciais - LAICA) da Universidade de Brasília desenvolve desde 2013 o projeto LAICAnSat, que conduz a pesquisa e o desenvolvimento de plataformas de teste do tipo *balloonSat*. Basicamente os *balloonSats* são sistemas lançados por balões com o fim de conduzir experimentos em alta atmosfera. O projeto LAICAnSat visa o desenvolvimento de uma plataforma multidisplinar para ser usada em diversas áreas, como sensoreamento remoto, meteorologia, sistemas embarcados e de comunicação, sistemas de controle, ciências atmosféricas, dentre outros. Esse tipo de plataforma também tem um grande potencial educacional, criando a possibilidade da realização de diversos experimentos demonstrativos, como medição da curvatura e diâmetro da terra, por exemplo.

1.3 JUSTIFICATIVA

Apesar da larga gama de aplicações científicas dos aeróstatos, é evidente que eles não representam a única forma de acesso a altas altitudes. Qual a vantagem de se utilizar

[1] Característica de um meio ou de um material em que certas propriedades serão diferentes conforme as diferentes direções.

balões científicos em detrimento de enviar a carga paga por outros meios, como aviões ou foguetes?

Aviões comerciais, o meio de transporte mais seguro da atualidade, voam a cerca de 10 km de altitude e aviões militares podem chegar a cerca de 20 km, com um recorde de 25 km alcançado pelo lendário caça SR-71 "Blackbird". Como mostrado por (DAI et al., 2012), balões científicos podem atingir facilmente altitudes de 30 km, sendo que a NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) já registrou altitudes de até 48 km, o que não seria possível alcançar com aviões devido à baixa densidade atmosférica em tais altitudes. Foguetes entretanto, veículos usados para lançar satélites e sondas espaciais para outros planetas, não possuem esse tipo de problema, sendo que eles podem atingir teoricamente qualquer distância da superfície terrestre. Por outro lado, os aeróstatos possuem uma característica de voo que não pode ser igualada por foguetes (a menos que a carga seja colocada em órbita). Voos com balões possuem uma relativa estaticidade vertical, o que quer dizer que eles conseguem permanecer durante muito tempo com uma altitude aproximadamente constante. Essa característica pode ser fundamental para a realização de experimentos científicos, principalmente aqueles de natureza astronômica ou meteorológica.

Desse modo, existe uma gama de atividades científicas que só podem ser realizadas facilmente com o uso de balões. Além disso, plataformas baseadas em tecnologia de balão são muito mais simples e necessitam de menor infraestrutura para serem utilizadas. O ferramental utilizado para o lançamento de balões científicos (que será descrito ao longo deste trabalho) é em muito mais simples que a estrutura demandada para o voo de aviões e para o lançamento de foguetes. Para concluir, o custo de missão, fator decisivo para qualquer tipo de projeto, é extremamente inferior no caso dos balões, o que torna a plataforma ainda mais atrativa.

1.4 OBJETIVO

1.4.1 Objetivo Geral

Este trabalho visa o aprimoramento de uma plataforma de testes em alta atmosfera baseada em tecnologia de balão, com foco no projeto de missão e no desenvolvimento de um sistema de recuperação da carga paga.

1.4.2 Objetivo Específico

A plataforma de testes a ser aprimorada será utilizada como veículo para o LAI-CAnSat. Tal plataforma utiliza a tecnologia de balão de hélio e deve ser usada em dois tipos de missões específicos:

- Missões com balão cativo, possuindo altitudes restritas, a ser realizada normalmente para validação e testes em equipamentos e subsistemas do satélite;
- Missões de alta altitude, com cargas pagas para experimentos não relacionados ao satélite em si.

Um sistema de balão cativo começou a ser desenvolvido em (AMADO, 2018) e sua representação esquemática está apresentada na Fig. 1. As plataformas 1 e 2 (sistema de liberação e LAICanSat, respectivamente) encontram-se em perfeito estado de funcionamento, de modo que este trabalho se concentrará no aprimoramento e dimensionamento dos outros elementos do sistema. Primeiramente deve-se selecionar o tipo de balão (material e dimensões) a ser utilizado em função das características de missão, como velocidade de subida e massa total do sistema. Esse estudo é comum aos dois tipos de missão.

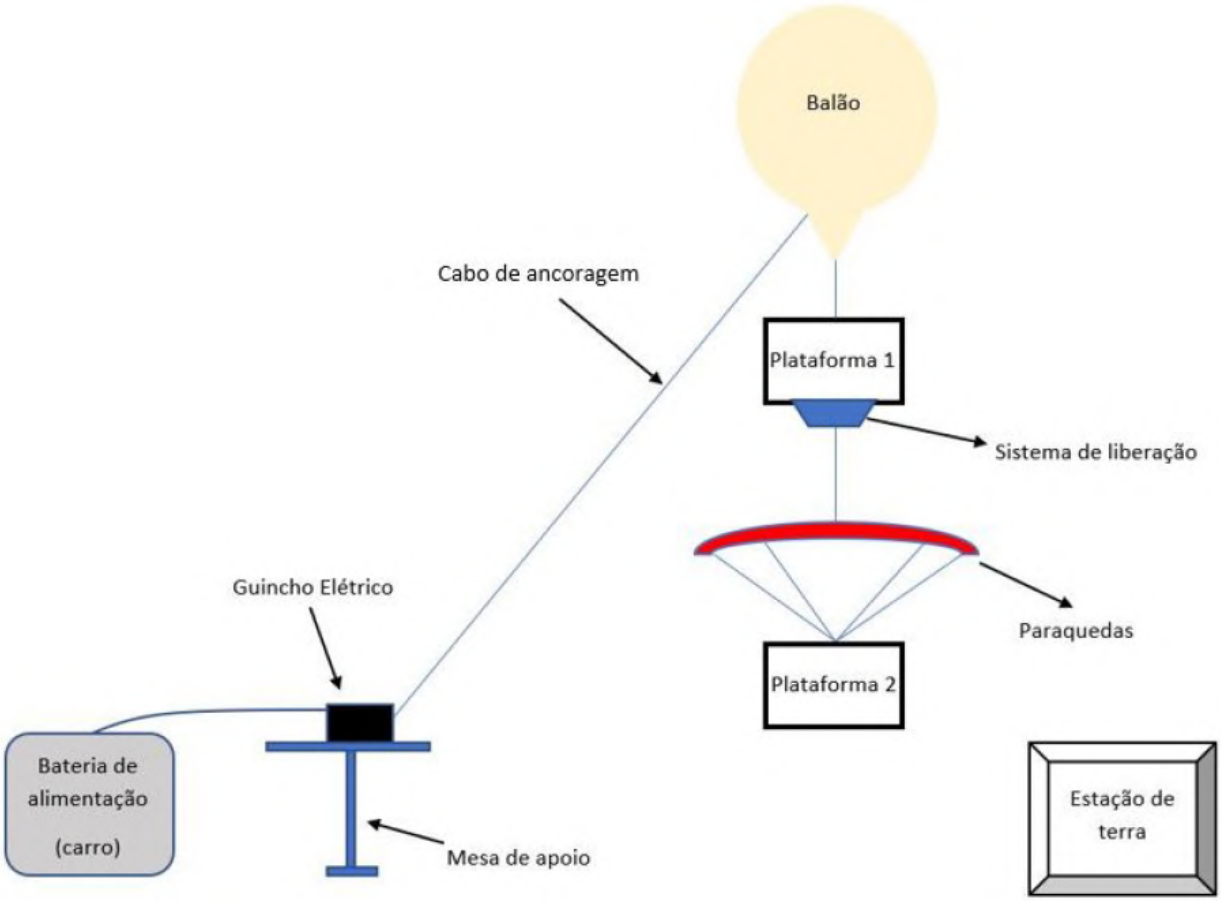


Figura 1 – Esquemático de missão com balão cativo. Fonte: Adaptado de (AMADO, 2018)

Especificamente para as missões com balão cativo, o cabo de ancoragem do sistema deverá ser dimensionado para resistir à tração causada pelo empuxo gerado no balão e às forças aerodinâmicas geradas pelo vento. Para tal, o sistema mecânico balão-cabo deve ser modelado e analisado. Realizado o dimensionamento do cabo, deverá ser escolhido um guincho que possua torque suficiente para recolher o balão e uma velocidade angular tal

que permita que esse recolhimento seja feito em tempo hábil. O sistema de recuperação (composto pelo paraquedas e atuadores na plataforma 2), por sua vez, deve ser capaz de desacelerar o satélite a uma velocidade inferior à máxima estabelecida e de conduzi-lo a tocar o solo em uma região de fácil acesso, evitando obstáculos como árvores, penhascos, rios e lagos. Para alcançar a velocidade final desejada, faz-se necessário o estudo de diferentes configurações e geometrias de paraquedas, enquanto para o desenvolvimento do sistema de controle, é necessário o conhecimento da mecânica do voo de aeronaves de asa flexível e o estudo dos possíveis atuadores a serem utilizados.

Por outro lado, missões em alta altitude apresentam um grande desafio no que tange ao sistema de recuperação. Idealmente, o paraquedas não deve ser enviado aberto como no caso de missões em baixa altitude. Desse modo, além dos objetivos impostos para o sistema de recuperação em missões com balão cativo, em altas altitudes o paraquedas deverá ser enviado fechado, dentro da Plataforma 2. Faz-se necessário assim o desenvolvimento de um sistema eletro-mecânico que abra o paraquedas automaticamente quando este atinja uma altitude predefinida. Devido à limitações de bateria, sabe-se que o sistema de controle direcional não poderá atuar durante todo o voo. Assim, a atuação começará apenas em baixas altitudes, de modo que esse sistema não visa por hora o pouso em uma região definida pela missão, mas apenas evitar o pouso em regiões de difícil acesso.

Um último objetivo, comum aos dois tipos de missão é o desenvolvimento de uma ferramenta que permita o cálculo da massa de hélio necessária para cada missão em função da altitude desejada e da massa da carga paga. Essa ferramenta também deve ser capaz de prever a massa disponível no cilindro de hélio como função da pressão indicada no mostrador do cilindro.

1.5 METODOLOGIA

A metodologia utilizada neste trabalho se inicia com uma revisão bibliográfica que visa diagnosticar o estado da arte de missões com balão de alta altitude e com paraquedas. Em seguida, com base nas informações obtidas será traçada uma metodologia de trabalho de acordo com o ciclo de vida do projeto, com as fases de pré-projeto, projeto conceitual, projeto preliminar e projeto detalhado. Após isso, a metodologia desenvolvida será utilizada para o planejamento de uma missão com balão cativo, onde serão recolhidos dados para uma análise quantitativa do projeto realizado. Por fim, os resultados serão estudados de maneira crítica, mostrando os sucessos obtidos e os pontos passíveis de melhorias, apontando prováveis soluções sempre que possível.

1.6 CHAMADA

Este trabalho foi dividido em quatro partes e dez capítulos. A primeira parte, que contém o primeiro capítulo, consiste na introdução. Na parte 2, onde estão contidos os capítulos 2 e 3, é feita uma revisão bibliográfica. O capítulo 2 traz todo o referencial teórico relevante para o trabalho, tanto no que tange aos balões (princípios físicos, tecnologia empregada e princípios de dimensionamento) quanto ao sistema de recuperação da carga paga (elementos de um paraquedas, fundamentos de aerodinâmica, princípios de dimensionamento e controlabilidade). O capítulo 3, por usa vez, descreve o histórico do projeto LAICAnSat em linhas gerais. Ênfase especial é dada aos avanços recentes realizados no projeto, problemas enfrentados e possíveis soluções.

A parte 3 é divida em cinco capítulos, de 4 a 8, e descreve o desenvolvimento do trabalho. O capítulo 4 faz um pré-projeto, definindo requisitos e o escopo do projeto. Apesar de ser um capítulo curto e simples, é fundamental que o leitor compreenda claramente os requisitos e o escopo definidos nesse capítulo, pois eles norteiam todo o trabalho. No capítulo 5 é feito o projeto conceitual das missões, mostrando cada fase de missão e as atividades nelas realizadas. Já no capítulo 6 é realizado o projeto preliminar do sistema balão e do sistema de recuperação da carga paga. Isso é feito por meio de um dimensionamento geral do sistema balão, do mecanismo de ancoragem e recolhimento do balão e do dimensionamento do sistema de recuperação da carga paga. O capítulo 7 apresenta o projeto detalhado dos sistemas. São apresentadas as soluções obtidas precisamente, mostrando o produto que será utilizado para cada fim. Todas as escolhas foram feitas em função dos requisitos definidos no capítulo 4 e dos cálculos do projeto preliminar realizado no capítulo 6. Sempre que possível, é feita uma análise de como o produto atende aos requisitos de projeto e uma crítica à sua utilização, apresentando vantagens e desvantagens do produto. O capítulo 8 traz a construção dos sistemas projetados e testes preliminares dos mesmos, com detalhes da montagem de cada sistema. Além disso, apresenta um passo-a-passo para a realização de missões com balão cativo e os resultados das missões realizadas.

Por fim a parte 4, que conclui o trabalho, possui dois capítulos, 9 e 10. O capítulo 9 apresenta as considerações finais, onde são mostrados alguns dos principais desafios encontrados e uma análise dos resultados obtidos. Já o capítulo 10 finaliza o texto com perspectivas futuras, apontando possíveis fontes de erros e melhorias para o projeto.

Nos apêndices é possível obter os algoritmos desenvolvidos ao longo deste trabalho, gráficos, esquemas e outras informações que podem ser úteis ao leitor.

Parte II

Revisão Bibliográfica

2 REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 PRINCÍPIOS FÍSICOS DO BALONISMO

2.1.1 O princípio de Arquimedes

Os balões são aeróstatos, conhecidos como veículos "mais leves que o ar"e seu voo pode ser explicado pelo princípio de Arquimedes. O entendimento desse princípio é precedido da compreensão de que todo corpo imerso em um fluido desloca um volume de fluido idêntico ao seu próprio volume. Como mostrado pelo *Scientific Ballooning Handbook* (NCAR, 1975), o princípio de Arquimedes postula que a força de empuxo (vertical para cima) atuante em um corpo imerso num fluido é proporcional à massa de fluido deslocado, sendo dada por:

$$B = g_0(m_f - m_c) \tag{2.1}$$

onde B é a força de empuxo em módulo, que está na direção vertical para cima, g_0 é a aceleração gravitacional, m_f é a massa de fluido deslocado e m_c é a massa do corpo. É importante destacar que B, que ao longo deste trabalho será chamado simplesmente empuxo, é o empuxo equivalente atuante no corpo (diferença entre a força de empuxo vertical para cima e a força gravitacional atuante no corpo). Sabendo que o volume V_c do corpo é igual ao volume de fluido deslocado, podemos definir o empuxo em função das densidades do corpo e do fluido, respectivamente dadas por ρ_c e ρ_f:

$$B = g_0(V_c\,\rho_f - V_c\,\rho_c) \tag{2.2}$$

$$B = g_0\,V_c(\rho_f - \rho_c) \tag{2.3}$$

Por fim, é possível aplicar esse equacionamento ao caso específico do balonismo. A Fig. 2 mostra um sistema balão simples, formado apenas por um balão e uma carga paga. Se o corpo imerso no fluido é um sistema balão desse tipo, é evidente que o volume da carga paga é desprezível em relação ao volume do balão. Assim temos $V_c \approx V_b$, onde V_b representa o volume do balão.

Substituindo então V_c por V_b, ρ_c por ρ_{sb} (densidade do sistema balão) e ρ_f por ρ_{ar} (densidade do ar), o empuxo atuante no sistema será dado por:

$$B = g_0\,V_b(\rho_{ar} - \rho_{sb}) \tag{2.4}$$

A Eq. 2.4 permite concluir que a densidade do sistema balão é fator determinante no módulo da força de empuxo atuante no mesmo. Uma força de empuxo vertical para

Figura 2 – Sistema balão formado por balão e carga paga. Fonte: (NASA, 2006)

cima só será gerada caso ρ_{sb} seja inferior à ρ_{ar}, de modo o termo $(\rho_{ar} - \rho_{sb})$ seja positivo. Visto que $V_{sb} \approx V_b$, a densidade do sistema balão pode ser calculada como segue, onde m_{sb} representa a massa total do sistema balão:

$$\rho_{sb} = \frac{m_{sb}}{V_b} \tag{2.5}$$

Assim, é possível escrever:

$$B = g_0 \, (V_b \, \rho_{ar} - m_{sb}) \tag{2.6}$$

Considerando o gás de empuxo utilizado como um gás ideal, é possível obter o volume do balão por meio da Eq. 2.7, onde R é a constante universal dos gases ideais, M_{gas} é a massa molar do gás de empuxo, T_{gas} é a temperatura do gás de empuxo e P_{gas} é a pressão do gás de empuxo (YAJIMA et al., 2004):

$$V_b = \frac{m_{gas} \, R \, T_{gas}}{M_{gas} \, P_{gas}} \tag{2.7}$$

Por fim, o módulo do empuxo será dado então por:

$$B = g_0 \left(\frac{m_{gas} \, R \, T_{gas}}{M_{gas} \, P_{gas}} \, \rho_{ar} - m_{sb} \right) \tag{2.8}$$

Considerando o balão perfeitamente esférico, a Eq. 2.7 permite ainda calcular o raio do balão, que será útil em diversos cálculos que seguem:

$$r_b = \left(\frac{3}{4\,\pi} \frac{m_{gas}\, R\, T_{gas}}{M_{gas}\, P_{gas}} \right)^{1/3} \tag{2.9}$$

2.1.2 Velocidade vertical

O balão sobe com velocidade constante a partir do momento em que B se iguala à força de arrasto aerodinâmico, que atua em direção contrária ao movimento (YAJIMA et al., 2004). Assim, a condição para uma velocidade constante é dada por:

$$B = D \tag{2.10}$$

O *Scientific Ballooning Handbook* (NCAR, 1975) mostra que o módulo da força de arrasto D é dado por:

$$D = \frac{1}{2}\, C_D\, \rho_{ar}\, A_D\, v^2 \tag{2.11}$$

onde C_D é o coeficiente de arrasto e A_D é a área seccional do balão perpendicular a v, que nesse caso será substituído por v_{b_z} (velocidade do balão na direção vertical)

Para calcular o módulo da força de arrasto, com ρ_{ar}, v_{b_z} e A_D conhecidos, é necessário determinar unicamente o coeficiente de arrasto C_D. Em (NCAR, 1975) é postulado que esse coeficiente pode ser definido em função do número de Reynolds, o qual é calculado como segue:

$$Re = \frac{\rho_{ar}\, (2\, r_b)\, v}{\mu_{ar}} \tag{2.12}$$

onde r_b é o raio do balão (considerando um balão perfeitamente esférico) e μ_{ar} é a viscosidade dinâmica do ar. O coeficiente de arrasto será então dado por (NCAR, 1975):

$$\begin{cases} C_D &= 0,47 + \frac{24}{Re_D + 1} & , se\ Re_D \leq 4,5 \times 10^5 \\ C_D &= 0,3 & , se\ Re_D > 4,5 \times 10^5 \end{cases} \tag{2.13}$$

Assim unindo a Eq. 2.6 e a Eq. 2.11 na Eq. 2.10, pode-se calcular a velocidade vertical do balão como:

$$g_0\, (V_b\, \rho_{ar} - m_{sb}) = \frac{1}{2}\, C_D\, \rho_{ar}\, A_D\, v_{b_z}^2 \tag{2.14}$$

Resolvendo para v_{b_z}:

$$v_{b_z} = \sqrt{2\, g_0\, \frac{(V_b\, \rho_{ar} - m_{sb})}{C_D\, \rho_{ar}\, A_D}} \tag{2.15}$$

Substituindo então a Eq. 2.7 e calculando A_D com a Eq. 2.9, é possível escrever, após algumas simplificações:

$$v_{b_z} = \left[\frac{2\, g_0}{C_D\, \rho_{ar}\, \pi^{1/3}} \left(\frac{m_{gas}\, R\, T_{gas}}{M_{gas}\, P_{gas}}\, \rho_{ar} - m_{sb} \right) \right]^{1/2} \left(\frac{4\, M_{gas}\, P_{gas}}{3\, m_{gas}\, R\, T_{gas}} \right)^{1/3} \tag{2.16}$$

Essa velocidade é aproximadamente constante em grande parte da subida. Isso pode ser visto pela inclinação constante na maior parte da subida na Fig. 3, que representa a variação de altitude em função do tempo medida por um *balloonSat*.

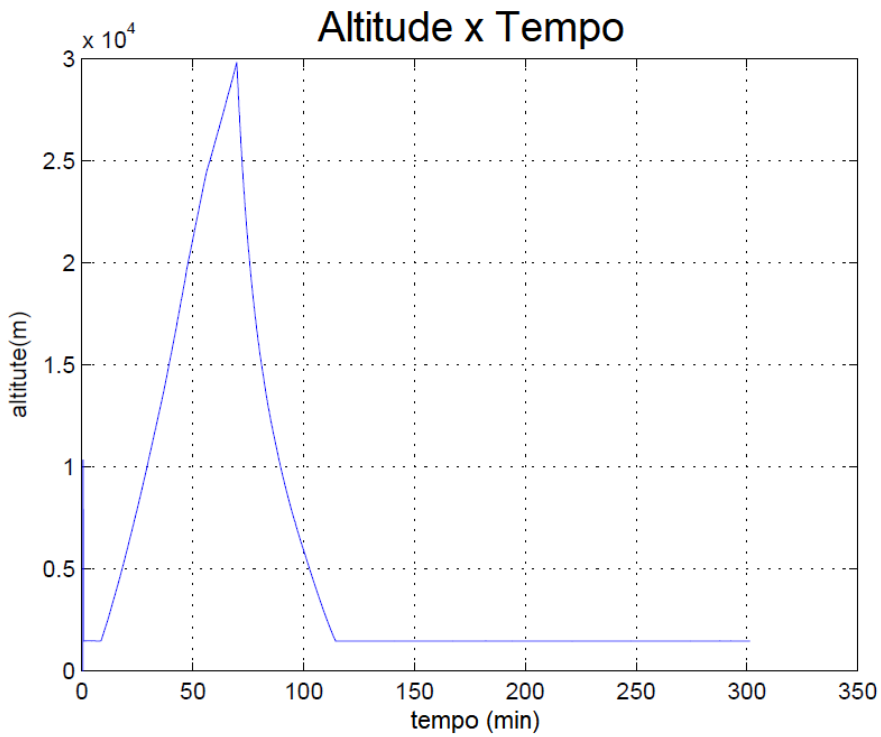


Figura 3 – Altitude do LAICAnSat 5 (*BalloonSat*) em função do tempo. Fonte: (BORGES et al., 2018)

2.1.3 Altitude de equilíbrio vertical

Como mostrado na Fig. 4, a densidade atmosférica apresenta um decaimento em função da altitude. Desse modo, o termo $(\rho_{ar} - \rho_{sb})$ deve teoricamente tender à zero à medida que o balão sobe, reduzindo assim a força de empuxo sobre o sistema. Desprezando forças aerodinâmicas causadas pelo vento, o balão entra em equilíbrio vertical no momento em que $(\rho_{ar} = \rho_{sb})$.

Entretanto, a determinação da altitude de equilíbrio vertical não é evidente, pois a densidade do sistema balão também é variável. Para estudar essa variação, o *Scientific Ballooning Handbook* (NCAR, 1975) indica a classificação dos balões científicos em três categoriais principais: balões de pressão zero (1), superpressão (2) e extensíveis (3).

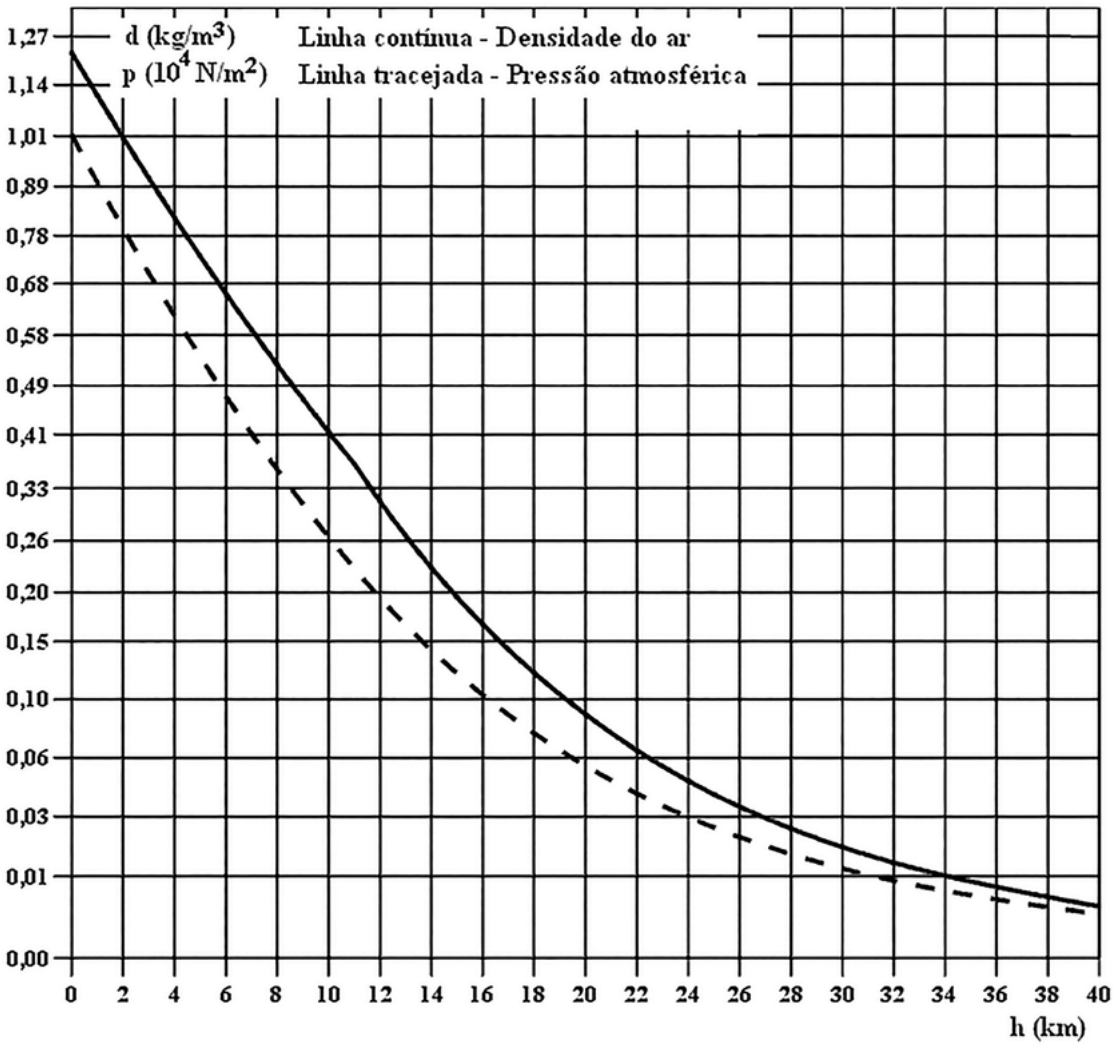


Figura 4 – Densidade e pressão em função da altitude na atmosfera padrão. Fonte: (SILVEIRA, 2015)

1. Os balões de pressão zero são feitos de material inextensível[1] e possuem uma pressão diferencial entre o interior do balão e a atmosfera igual a zero. Essa pressão diferencial nula é garantida por uma válvula que permite a saída de gás do balão desde que a pressão no interior do balão seja superior à pressão exterior. Esses balões não são completamente inflados em terra, de modo que inflam à medida que sobem, visto que a pressão atmosférica diminui com o ganho de altitude. A partir do momento em que se encontram completamente inflados, os balões de pressão zero começam a perder gás por meio de sua válvula unidirecional à medida que aumentam sua altitude, até atingir o equilíbrio com a densidade atmosférica. Esses balões perdem altitude com o passar do tempo devido à perda de gás causada por variações de temperatura ao longo do dia, as quais aumentam a pressão interna no balão, fazendo com que o gás de empuxo "vaze"pela válvula.

[1] Obviamente o material possui certa elasticidade, mas esta é desprezível se comparada à elasticidade de balões extensíveis, feitos em látex ou neoprene, por exemplo.

2. Os balões de superpressão, também feitos de material inextensível, são projetados para, quando completamente inflados, possuírem pressão interna superior à pressão atmosférica. Semelhantemente aos balões de pressão zero, os de superpressão usualmente não são completamente inflados em terra, inflando-se à medida que ganham altitude. Entretanto, ao encontrarem-se completamente inflados, não perdem ar, o que faz com que a pressão diferencial entre o gás no interior do balão e a atmosfera comece a aumentar. O balão sobe até que a massa de ar deslocado pelo seu volume seja equivalente à massa total do sistema ou, em outros termos, até que a densidade do sistema balão seja igual à densidade atmosférica ($\rho_{ar} = \rho_{sb}$). A única fonte de perda de gás nos balões de superpressão é a permeabilidade do material do balão, de modo que eles permitem voos de longa duração. Por exemplo, um balão em poliéster *Mylar* sem defeitos, com $0,063\,mm$ de espessura e pressão de $50\,kPa$ pode permanecer em voo durante 180 dias, enquanto um balão de mesmo material, com $0,038\,mm$ de espessura e pressão de $20\,kPa$ pode permanecer em voo por até 3 anos (NCAR, 1967). Embora as variações de temperatura não causem perda de gás diretamente neste tipo de balão, elas causam variações na altitude de flutuação. O material da membrana do balão se dilata e comprime em função da temperatura, o que causa alterações no volume do balão e a consequente mudança na densidade do sistema. Um balão em poliéster *Mylar* pode ter uma mudança de altitude entre dia e noite previsível entre 30 e 50 m e uma mudança imprevisível devido à radiação da ordem de 60 m (NCAR, 1975).

3. Por fim, os balões extensíveis (também conhecidos como balões meteorológicos) são feitos de material elástico e são usualmente inflados para permanecer em sobrepressão (pressão interna superior à pressão atmosférica) desde o lançamento. Essa diferença de pressões se deve à resistência elástica do filme do balão e, apesar de existir, é desprezível para fins de cálculos. À medida que o balão ganha altitude, por causa da queda de pressão atmosférica, começa a se inflar ainda mais, visto que é feito de material altamente elástico. Assim, o balão aumenta de volume à medida que sobe, o que faz com que ρ_{sb} diminua (ver Eq. 2.5). Desse modo, o balão continua a ganhar altitude e inflar-se cada vez mais, até romper-se. O volume do balão pode ser calculado pela Eq. 2.7. Considerando que o gás de empuxo encontra-se em equilíbrio térmico com a atmosfera e que a sobrepressão no balão é desprezível, é possível obter:

$$V_b = \frac{m_{gas}\, R_{gas}\, T_{atm}}{P_{atm}\, M_{gas}} \tag{2.17}$$

Assim, a densidade do sistema será:

$$\rho_{sb} = \frac{m_{sb}\, P_{atm}\, M_{gas}}{m_{gas}\, R_{gas}\, T_{atm}} \tag{2.18}$$

Enquanto balões de superpressão e de pressão zero são indicados para aplicações que envolvam grandes cargas pagas (centenas de quilos a uma tonelada), os extensíveis são indicados para pequenas cargas, principalmente devido a seu menor preço. Os balões extensíveis serão então o foco principal deste trabalho, por ser o tipo de balão utilizado nas missões do LAICAnSat. A partir daqui, quando for utilizado o termo "balão", o objetivo será de se referir a um balão extensível, exceto quando explicitado o tipo de balão.

2.2 TECNOLOGIA ATUAL: FILMES E GASES

As principais características desejadas no material do filme de um balão são adequada resistência a tração, alto alongamento percentual, resistência a rasgos e furos e temperatura de fragilização suficientemente baixa. A temperatura de fragilização deve ser baixa devido às baixas temperaturas enfrentadas pelo balão durante o voo, nas quais o seu material não deve perder elasticidade (YAJIMA et al., 2004). As temperaturas limites (mais baixas) são atingidas na tropopausa (entre a troposfera e a estratosfera), como pode ser visto na Fig. 5, que mostra o perfil de temperaturas médio na atmosfera padrão. É evidente pela análise da figura que a mesopausa apresenta temperaturas mais baixas, entretanto tais altitudes não são atingidas por balões científicos.

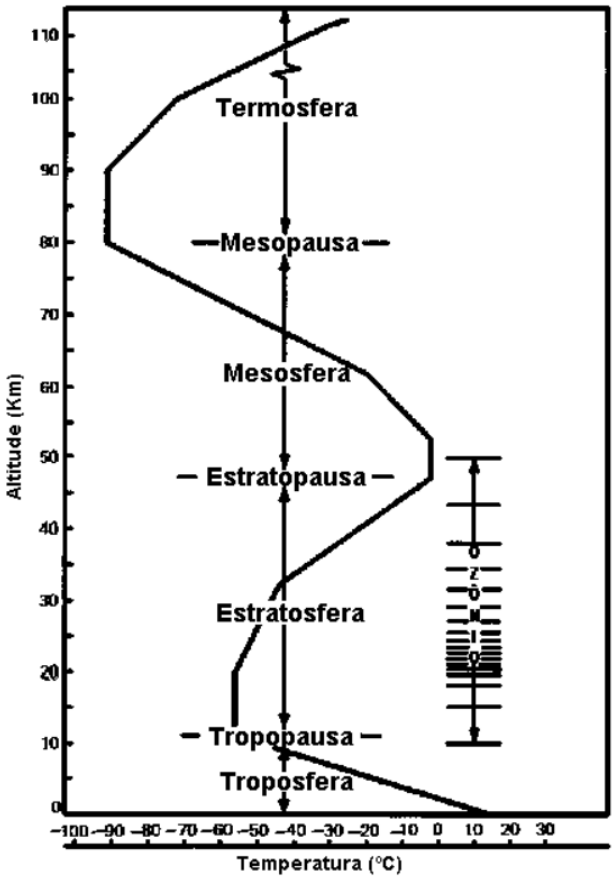


Figura 5 – Perfil de temperatura vertical na atmosfera padrão. Fonte: (GRIMM, 1999).

Os balões extensíveis de pequeno porte (cargas pagas de poucos quilos) são produzidos com filmes de borracha fabricados por rotomoldagem [2]. A borracha utilizada pode ser: natural, como o látex; ou sintética, como o neoprene, borracha sintetizada pela polimerização do cloropreno. Esses dois materiais são usados na maior parte das aplicações de balões meteorológicos, pois são quimicamente estáveis e conseguem manter a estabilidade em uma larga faixa de temperaturas (STRATOSCIENCE, Acessado em: 20 nov. 2018). Balões que carregam cargas pagas de grande massa, por outro lado, são fabricados normalmente em polietileno, com processos de manufatura mais complexos, que visam aumentar a resistência e melhorar a distribuição de esforços no balão. Enquanto os balões do primeiro tipo possuem filmes com espessura entre 3 e 6 μm, balões de grande porte possuem espessura de filme na ordem de 20 μm (YAJIMA et al., 2004).

O principal requisito para seleção de um gás a ser utilizado em balões é a sua densidade. Pelo princípio de Arquimedes, explicado na seção 2.1.1, chegou-se à conclusão que, um balão só pode flutuar caso a densidade do sistema seja inferior à do ar ao seu redor. Como todos os outros elementos do balão possuem densidade superior à do ar, o balão só pode ser um veículo "mais leve que o ar" se for nele inserido gás com densidade inferior à do ar em quantidade suficiente. Desse modo, os principais gases de empuxo em balões são o gás hidrogênio (H_2, molécula composta por dois átomos de hidrogênio, elemento mais leve da tabela periódica) e o gás hélio (He, segundo elemento mais leve da tabela periódica). Entretanto, apesar de leve, o H_2 é um gás altamente inflamável, sendo usado inclusive como combustível em motores foguete, de modo que sua utilização é restrita a aplicações muito específicas, nas quais faz-se necessário o uso de um gás de baixíssima densidade. Assim, o He é atualmente o gás mais utilizados em balões científicos, pois apesar de possuir um preço significativamente mais alto que o H_2, é um gás inerte, o que garante segurança em sua utilização.

2.3 BALÕES CATIVOS

Sistemas de balões cativos são semelhantes a sistemas de balões de voo livre. A principal diferença é a adição do subsistema de ancoragem e recolhimento do balão. Do ponto de vista do dimensionamento desse subsistema, um sistema de balão cativo pode ser simplificado como um sistema formado por balão, carga paga, cabos de ancoragem e um mecanismo de recolhimento do balão, como mostrado pela Fig. 6. Cientificamente, esses sistemas são úteis principalmente para testes em subsistemas de satélites em uma altitude controlada, com tempo e custos reduzidos. Os balões podem ser recolhidos e reutilizados imediatamente após a realização das missões, o que garante uma redução no tempo de preparação da próxima missão e diminui os gastos ao reutilizar o gás de baixa densidade

[2] Processo de conformação que permite uma boa distribuição de material, garantindo assim que a espessura do balão seja aproximadamente constante, com poucas variações.

e o próprio balão da missão anterior, que seriam perdidos ou parcialmente recuperáveis somente após horas de missão.

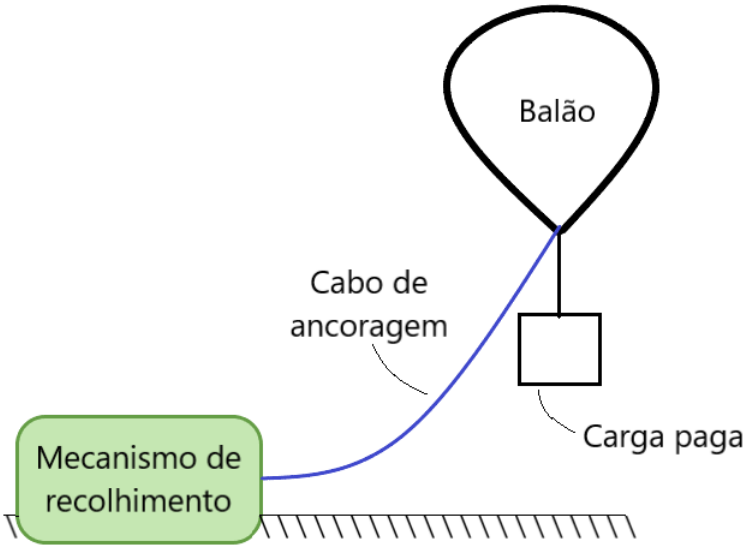


Figura 6 – Sistema balão cativo simplificado. Fonte: Figura produzida pelo autor.

2.3.1 Esforços no cabo de ancoragem

O dimensionamento do cabo de ancoragem deve ser feito tomando como referência a tensão máxima exercida sobre o mesmo. A determinação de tal tensão exige um estudo preliminar das forças atuantes no balão, que podem ser de duas naturezas: aerostática ou aerodinâmica. O módulo da força aerostática que atua no balão é o empuxo B, definido pela Eq. 2.8. Como dito anteriormente, B é o módulo da força resultante entre o empuxo total e a força peso do sistema, de modo que a mesma não precisa ser considerada. As forças aerodinâmicas são geradas pela interação do vento com o balão e a Fig. 7 auxilia na compreensão desse fenômeno. O vento relativo, com velocidade $\vec{v_w}$ em relação ao balão (o qual é considerado em repouso) e ângulo de ataque α gera uma forca de arrasto $\vec{D}$ na direção horizontal e uma força de sustentação $\vec{L}$ na direção vertical.

O módulo do arrasto D pode ser calculado com a Eq. 2.11, enquanto a sustentação L, em módulo, pode ser calculada como:

$$L = \frac{1}{2} C_L \, \rho_{ar} \, A_L \, v_w^2 \tag{2.19}$$

onde C_L é o coeficiente de sustentação e A_L é a área da seção horizontal do balão. A experiência mostra que a força de sustentação atuante em um balão (de corpo rombudo, aproximadamente esférico) é desprezível se comparada ao arrasto e ao empuxo, de modo que será aqui desprezada.

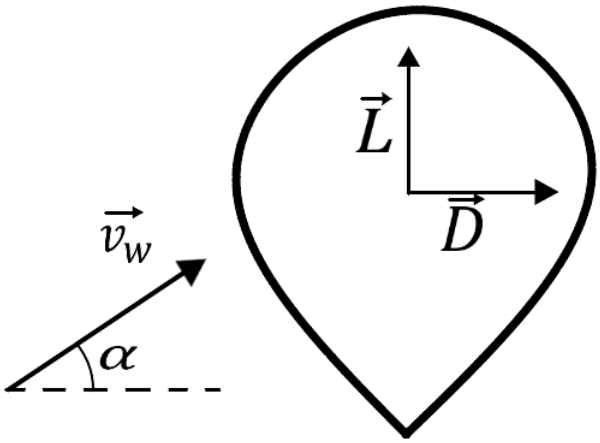


Figura 7 – Vento relativo, responsável por gerar as forças de sustentação e arrasto no balão. Fonte: Figura produzida pelo autor.

Conhecidas as forças que atuam no balão (uma força de arrasto horizontal $\vec{D}$ e um empuxo vertical $\vec{B}$), é possível então traçar um diagrama de corpo livre que permita calcular a tração $\vec{T}_{cAnc}$ no cabo de ancoragem, como mostrado na Fig. 8.

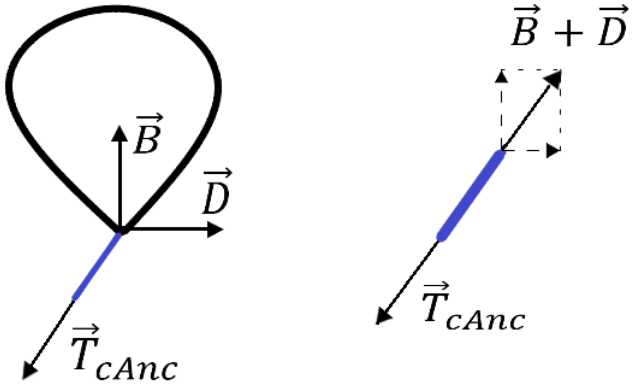


Figura 8 – Diagrama de corpo livre do cabo de ancoragem. Fonte: Figura produzida pelo autor.

Logo, a tração no cabo pode ser calculada como:

$$\vec{T}_{cAnc} = -(\vec{B} + \vec{D}) \tag{2.20}$$

sendo o seu módulo dado por:

$$|\vec{T}_{cAnc}| = \sqrt{B^2 + D^2} \tag{2.21}$$

2.3.2 Mecanismo de recolhimento

O recolhimento do balão pode ser realizado de diversas maneiras, inclusive por força humana, para balões de pequeno porte. Este trabalho se baseará em um trabalho anterior (AMADO, 2018) que utilizou um guincho elétrico como mecanismo. O dimensionamento desse guincho pode ser feito seguindo dois critérios principais: torque e velocidade angular. O torque do guincho deve ser suficiente para sobrepujar uma força no mínimo igual a $\vec{T}_{cAnc}$. Assim, o torque $\tau_{guincho}$ deve ser:

$$\tau_{guincho} \geq |\vec{T}_{cAnc}|_{max}\, r_{eixo} \tag{2.22}$$

Onde r_{eixo} é o raio do eixo do carretel no qual o cabo de ancoragem será enrolado.

O tempo máximo de recolhimento do cabo $t_{max_{rec}}$ é um requisito de projeto, logo esse deve ser um parâmetro previamente conhecido, bem como o comprimento do cabo de ancoragem a ser enrolado (l_{cAnc}). A velocidade angular $\omega_{guincho}$ necessária para recolher o balão no tempo definido deve ser então:

$$\omega_{guincho} \geq \frac{l_{cAnc}}{t_{max_{rec}}\, r_{eixo}} \tag{2.23}$$

Por fim, a potência mínima do guincho a ser utilizado pode ser calculada como:

$$W_{guincho} = \tau_{guincho}\, \omega_{guincho} \geq |\vec{T}_{cAnc}|_{max}\, \frac{l_{cAnc}}{t_{max_{rec}}} \tag{2.24}$$

A Eq. 2.24 é de fundamental importância para a escolha de um guincho, pois permite o cálculo de um dos principais parâmetros na escolha de um motor (potência) apenas com parâmetros de projeto, enquanto as Eq. 2.22 e 2.23 precisam de um parâmetro do guincho (r_{eixo}) para seu próprio dimensionamento.

Fixada a potência, é importante observar que o aumento da velocidade angular do motor reduz seu torque, sendo a recíproca verdadeira. Desse modo, o guincho utilizado em um sistema de balão cativo deve sempre guardar um equilíbrio desses dois parâmetros, tendo em mente que um aumento na velocidade angular, apesar de poupar tempo, diminui o torque do motor e pode causar uma falha no sistema em caso de ventos fortes que aumentem a tensão no cabo, por exemplo. Um guincho de alto torque, por outro lado, pode aumentar em muito o tempo de missão e mesmo inviabilizar a sua realização.

2.4 SISTEMA DE RECUPERAÇÃO DA CARGA PAGA

Um sistema de recuperação de carga paga tem por objetivo trazer a carga em segurança ao solo após ela ser desacoplada do balão ou após o balão estourar. Para isso, tal sistema deve reduzir a velocidade vertical do satélite durante a queda, protegendo assim a

carga paga de danos causados pelo impacto com o solo. Além disso, em alguns casos (como neste trabalho), é importante que haja a possibilidade de controlar o local de queda da carga, seja por segurança (evitando a queda de eletrônicos em rios e mares, por exemplo) ou para facilitar sua recuperação (evitando a queda da carga em desfiladeiros, árvores altas, montanhas...). Assim, a capacidade de desaceleração e manobrabilidade são fatores fundamentais na escolha de um sistema de recuperação. Por fim, um fator importante e que não pode ser negligenciado é a confiabilidade da solução a ser utilizada. Deve-se destacar que esse é um sistema crítico, pois um problema de funcionamento, como uma falha na abertura do velame, pode levar à destruição do satélite e ao fracasso da missão como um todo. Desse modo, os sistemas de recuperação aqui propostos serão analisados em função de três critérios principais: capacidade de desaceleração, manobrabilidade e confiabilidade.

Na busca por um sistema de recuperação que atendesse às necessidades do projeto, foram inicialmente descartadas todas as opções que não apresentam nenhuma controlabilidade, nas quais o paraquedas tem a função de apenas desacelerar a queda da carga paga. Com base em experiências passadas e decisões anteriores dentro do projeto LAICAnSat (ver seção 3.3), dois tipos de velames serão analisados como possíveis soluções: *ram-air* (opção 1) e cruciforme (opção 2). Além disso, será analisada uma terceira possibilidade: o uso de um sistema com paraquedas de arrasto e quadrirrotor acoplados à carga paga (opção 3).

1. A primeira opção, que talvez seja a mais tradicional e conservadora, é a utilização de um paraquedas do tipo *ram-air*. Esse tipo de velame, muito semelhante aos parapentes, é basicamente uma asa com um perfil de aerofólio aberto no bordo de ataque. Esse perfil se infla com o vento ao ser aberto em queda livre, passando a funcionar como uma asa, gerando assim uma força aerodinâmica de sustentação (vertical para cima) e uma força aerodinâmica de arrasto (horizontal, com sentido contrário ao movimento). Esse tipo de velame possui boa manobrabilidade e alta confiabilidade, sendo utilizado largamente em todo o mundo, para aplicações civis e militares. É o mais indicado em casos onde manobrabilidade é um requisito de projeto (COCKRELL, 1987).

2. A segunda opção, consiste no uso de um paraquedas cruciforme, tipo de velame que produz grande arrasto, sendo indicado para desaceleração de grandes cargas, como veículos terrestres, aeronaves e armamento. Sua geometria é a que possui melhor estabilidade a arfagem e rolamento, sendo porém altamente instável em movimentos de guinada, de modo que o paraquedas tende a girar em torno de seu próprio eixo. Assim, sua manobrabilidade é muito baixa e instável. (COCKRELL, 1987)

3. A terceira opção é a mais inovadora. Ela consiste no uso de um paraquedas de ar-

rasto, para desaceleração na parte inicial da queda, e de um quadrirrotor na fase final, para controle da posição de pouso. Esse paraquedas pode ser simples (pela ausência da necessidade de controlabilidade) e de diferentes tipos, como circular plano, circular de borda estendida, *ring sail*, dentre outros. Em (COCKRELL, 1987) é fornecida uma avaliação de diversos tipos de paraquedas de arrasto, com suas principais aplicações. Ao se aproximar do solo, o paraquedas deve ser desacoplado e o quadrirrotor acionado, levando a carga paga ao local desejado. Um dos pontos positivos dessa solução é a alta manobrabilidade e confiabilidade do quadrirrotor, veículo utilizado em todo o mundo e referência em controlabilidade e precisão. Entretanto, uma das limitações do uso de um quadrirrotor é sua baixa autonomia. Com duração de bateria de algumas dezenas de minutos, esse veículo pode apenas evitar a queda da carga paga em um local inadequado, não sendo capaz de retornar com a carga ao local de lançamento, por exemplo, caso o sistema esteja muito longe da origem (devido à deriva do balão e do paraquedas de arrasto). Outra grande dificuldade é a complexidade do sistema, sendo necessário o desenvolvimento (além do sistema de abertura do paraquedas, comum às três opções) de um sistema de desacoplamento do paraquedas e de uma estrutura de fixação do quadrirrotor no satélite que não comprometa sua usabilidade. A ausência de referenciais bibliográficos que apresentem a execução de um projeto semelhante aumenta em muito a complexidade e diminui a confiabilidade da solução.

Com base no que foi apresentado, é possível construir uma tabela de tomada de decisão para escolha da solução a ser estudada aqui usando os três critérios citados anteriormente: capacidade de desaceleração, controlabilidade e confiabilidade. Em cada opção, foi atribuída uma nota de 1 a 10 para cada critério de avaliação. Foi atribuído um peso de 1 a 5 a cada critério, levando em consideração sua relevância e importância no projeto. Por fim, uma média ponderada foi realizada para obter a nota final de cada solução. Os resultados podem ser vistos na Tab. 1.

Tabela 1 – Tabela de tomada de decisão para escolha da solução do sistema de recuperação. Fonte: Tabela produzida pelo autor

Critério	**Peso**	**Opção 1**	**Opção 2**	**Opção 3**
Desaceleração	**3**	8	9	10
Manobrabilidade	**2**	9	3	10
Confiabilidade	**5**	9	8	6
Resultado Final	**10**	8,7	7,3	8,0

Assim, a solução melhor adaptada às necessidade do projeto é a Opção 1, que consiste no uso de um paraquedas *Ram-air*. A subseção que segue fará uma descrição dos principais princípios físicos e de funcionamento desse tipo de velame.

2.4.1 O paraquedas *Ram-air*

Elementos principais do paraquedas *ram-air*

Antes de abordar os princípios de funcionamento, é importante conhecer as partes e elementos principais de um paraquedas *ram-air*, que podem ser vistos na Fig. 9. O velame desse tipo de paraquedas é fabricado em material flexível e precisa ser inflado pelo vento relativo para garantir seu bom funcionamento. O conceito de vento relativo é importante para a compreensão da mecânica de voo de um paraquedas. Ele é basicamente a velocidade do vento em um referencial no corpo estudado, sendo a diferença vetorial entre a velocidade do corpo e a velocidade do vento. Desse modo, supondo uma atmosfera perfeitamente estática, o vento relativo sobre um corpo em queda livre seria igual à velocidade de queda. Um corpo em movimento na mesma direção do vento possui um vento relativo inferior à sua velocidade de deslocamento, enquanto um corpo com movimento em direção contrária ao vento sofre a ação de um vento relativo maior que sua velocidade de deslocamento.

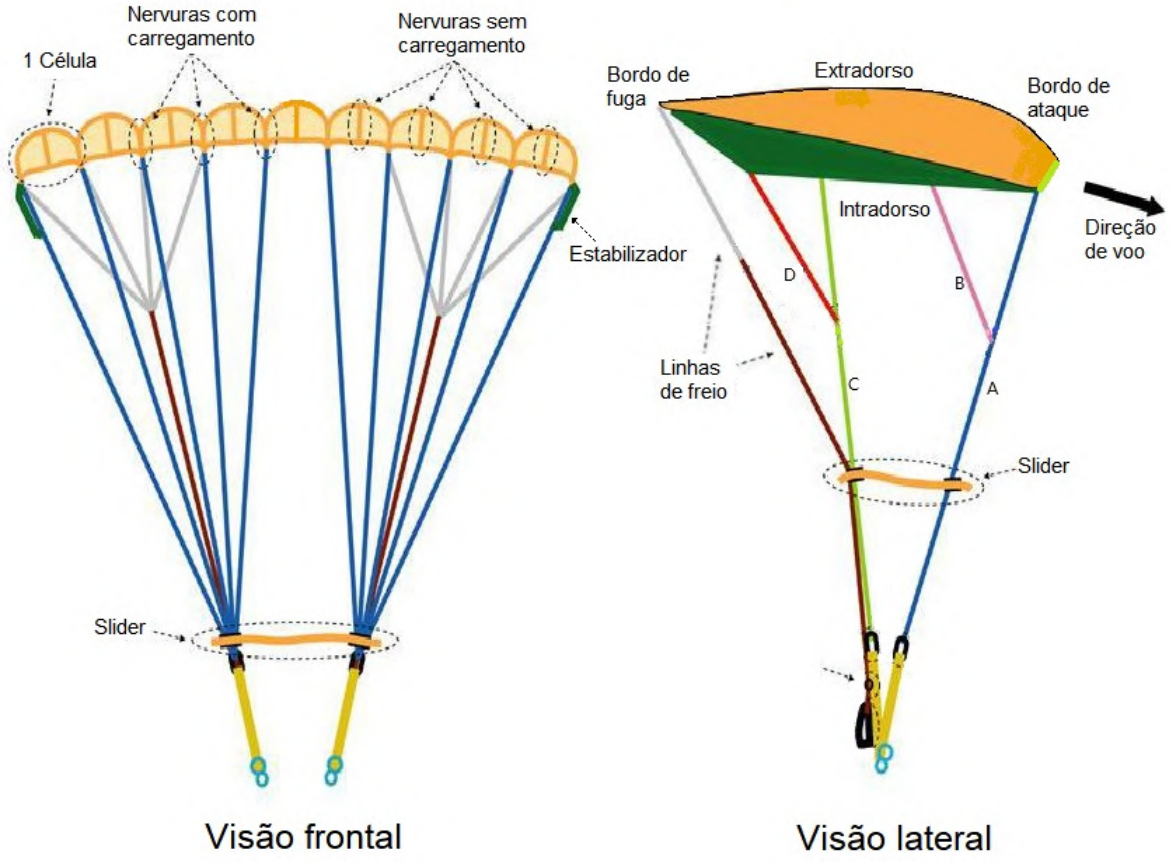


Figura 9 – Elementos e partes selecionados de um paraquedas *ram-air*. Fonte: Figura adaptada pelo autor

Um velame *ram-air* possui células ao longo de toda sua envergadura (normalmente esses velames possuem nove células, embora essa não seja uma regra geral), como pode ser visto na Fig. 9. Essas células são abertas no bordo de ataque (corte em verde na vista

lateral) e fechadas no bordo de fuga. Quando o paraquedas é liberado, elas são infladas pelo vento relativo, fazendo com que o velame adquira sua seção transversal de projeto, um perfil aerodinâmico predeterminado. Em função da velocidade do vento relativo, a inflação do velame pode acontecer de maneira muito brusca, causando assim possíveis danos ao paraquedas e à carga. Para isso é usado o *slider*, um elemento flexível através do qual passam todas as linhas do paraquedas. Quando o velame é dobrado, o *slider* é posicionado próximo ao seu intradorso. Durante o processo de inflação, o *slider* (do inglês *slide*, que significa deslizar) desliza para baixo suavemente, garantindo que o paraquedas abra gradualmente. A Fig. 9 mostra um *slider* baixo na vista frontal e em uma altura mediana, que representaria a fase de inflação do velame, na vista lateral.

A nomenclatura dada às linhas de paraquedas *ram-air* é listada a seguir, bem como uma descrição breve de sua função. A cor do ícone indica a linha representada na Fig. 9.

- Linhas A - fixação do velame à carga
- Linhas B - distribuição de carga na nervura
- Linhas C - fixação do velame à carga
- Linhas D - distribuição de carga na nervura
- Linhas de freio inferiores - linha de comando para controle do paraquedas
- Linhas de freio superiores - distribuição do esforço de controle no bordo de fuga do velame

Fundamentos de aerodinâmica básica

Um dos grandes diferenciais de um paraquedas *ram-air* é sua capacidade de gerar sustentação, enquanto a maioria dos paraquedas gera apenas arrasto. Isso se deve à forma de perfil aerodinâmico da seção transversal do velame. Enquanto no caso do balão (como explicado na seção 2.3.1) a força de sustentação é desprezível se comparada à força de arrasto, os perfis aerodinâmicos são desenhados para produzir a maior sustentação gerando o menor arrasto possível. A eficiência aerodinâmica é a razão entre os coeficientes de sustentação e de arrasto (C_L/C_D) e mede a "qualidade" de um perfil. É importante ter em mente entretanto que cada perfil é otimizado para uma aplicação e principalmente uma faixa de velocidade. A Fig. 10 ilustra as forças aerodinâmicas, o vento relativo e o ângulo de ataque de um perfil aerodinâmico (perfil considerado completamente na horizontal, pois o ângulo de ataque é o ângulo entre a corda do perfil e o vento relativo).

As sustentação e o arrasto podem ser calculados com as mesmas equações apresentadas para as forças aerodinâmicas atuantes no balão (Eq. 2.11 e 2.19), utilizando os

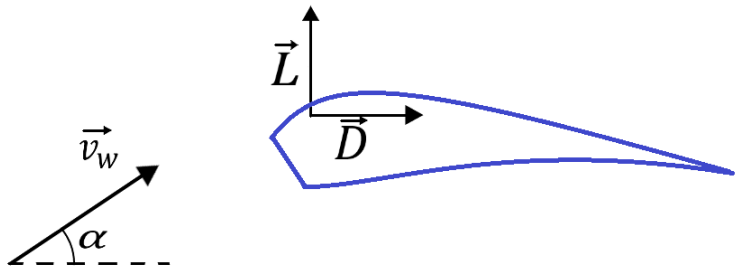


Figura 10 – Forças de sustentação e arrasto em um perfil aerodinâmico. Fonte: Figura produzida pelo autor.

coeficientes aerodinâmicos e áreas adequados ao velame. Tais coeficientes são de difícil determinação e normalmente são definidos computacional e/ou experimentalmente. Apesar de não aparecer diretamente nas equações acima, o ângulo de ataque α tem grande influência nas forças resultantes. Contrariamente ao caso do balão (considerado um esfera perfeita), C_L e C_D variam em função do ângulo de ataque (e não apenas do número de Reynolds). A Fig. 11 permite perceber isso, mostrando a significativa variação dos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para um perfil Clark-Y seccionado no bordo de ataque.

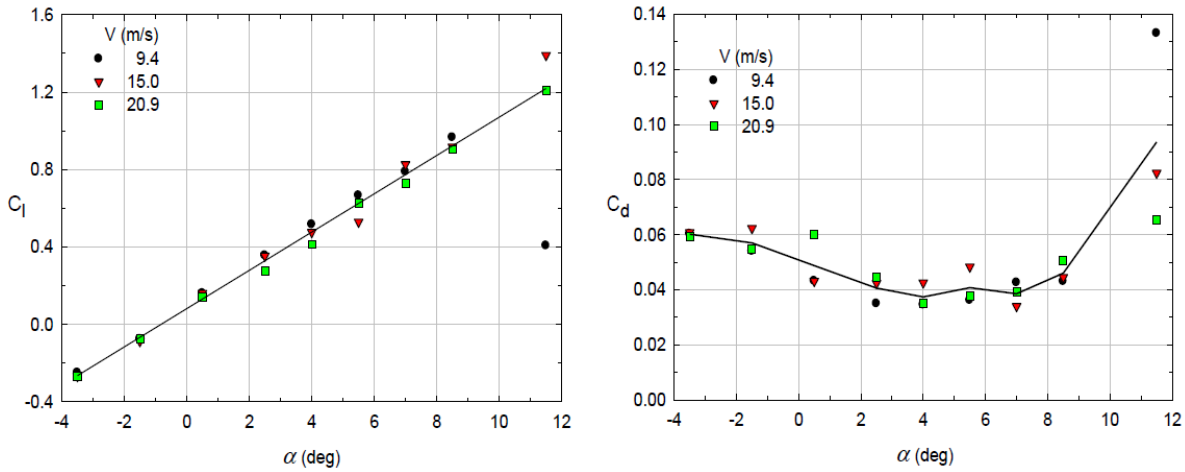


Figura 11 – C_L e C_D vs ângulo de ataque - perfil Clark-Y seccionado no bordo de ataque. Fonte: (MOHAMMADI; JOHARI, 2009)

Uma fundamentação teórica mais robusta a respeito de perfis aerodinâmicos foge ao escopo deste trabalho. Ela pode ser encontrada em livros específicos do assunto, como em (ANDERSON, 2011), que trabalha com perfis aerodinâmicos submetidos a escoamentos incompressíveis bi e tridimensionais dos capítulos 3 ao 6.

Velocidade terminal

Semelhantemente ao que ocorre com o balão em sua subida (ver seção 2.1.2), o sistema paraquedas-carga paga, bem como qualquer outro corpo em queda livre, alcança uma velocidade vertical constante quando as forças aerodinâmicas verticais para cima se igualam à força peso do objeto. Essa velocidade vertical constante causada pelo equilíbrio de forças aerodinâmicas e peso é chamada velocidade terminal. No caso de corpos em queda livre e de paraquedas que não produzem sustentação, essa força vertical para cima é o arrasto aerodinâmico (D). Já no caso de paraquedas *ram-air* e de quaisquer outros corpos capazes de gerar sustentação, a força vertical para cima é a sustentação aerodinâmica (L), como mostrado na Fig. 12.

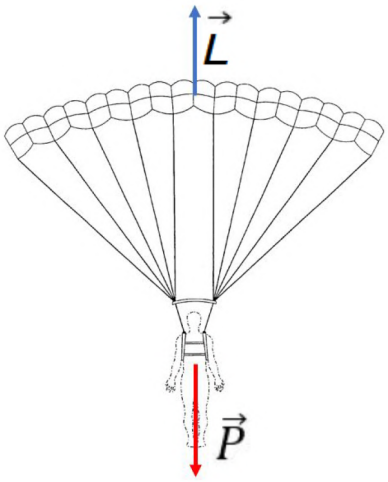


Figura 12 – Forças verticais atuantes em um sistema paraquedas-carga paga. Fonte: Adaptado de (AMADO, 2018)

Assim, considerando uma massa de ar estática (ar parado, de modo que v_w é função unicamente da velocidade do corpo) e usando a Eq. 2.19, é possível escrever a condição de velocidade terminal:

$$\frac{1}{2}\, C_L\, \rho_{ar}\, A_L\, v_w^2 = m_{sp}\, g_0 \tag{2.25}$$

onde m_{sp} é a massa do sistema paraquedas (paraquedas mais carga paga).

A Fig. 13 mostra a decomposição da velocidade v_w em v_{v_t} e v_{h_t}, que são as velocidades terminais vertical e horizontal, respectivamente.

Assim, é possível escrever v_w como:

$$v_w = \frac{v_{v_t}}{sin(\alpha)} \tag{2.26}$$

Por fim, aplicando a Eq. 2.26 na Eq. 2.25:

$$\frac{1}{2}\, C_L\, \rho_{ar}\, A_L \left(\frac{v_{v_t}}{sin(\alpha)}\right)^2 = m_{sp}\, g_0 \tag{2.27}$$

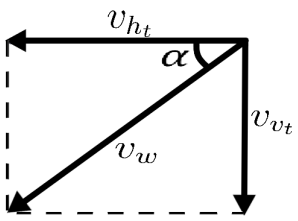


Figura 13 – Decomposição da velocidade terminal do sistema paraquedas. Fonte: Figura produzida pelo autor

$$v_{v_t} = \sqrt{\frac{2\, m_{sp}\, g_0}{C_L\, \rho_{ar}\, A_L}}\; sin(\alpha) \tag{2.28}$$

Como será mostrado ao longo desse trabalho, em missões com *BalloonSats*, é possível que o paraquedas abra durante o movimento de queda livre ou que ele já seja enviado aberto. Essas duas possibilidades foram simuladas numericamente usando valores arbitrários de massa e coeficientes, apenas para representar o perfil de velocidade típico em cada um dos casos. O diagrama de blocos criado em ambiente *Simulink* para a simulação desses dois casos pode ser visto no Apêndice A. Os perfis de velocidade resultantes da simulação são mostrados na Fig. 14.

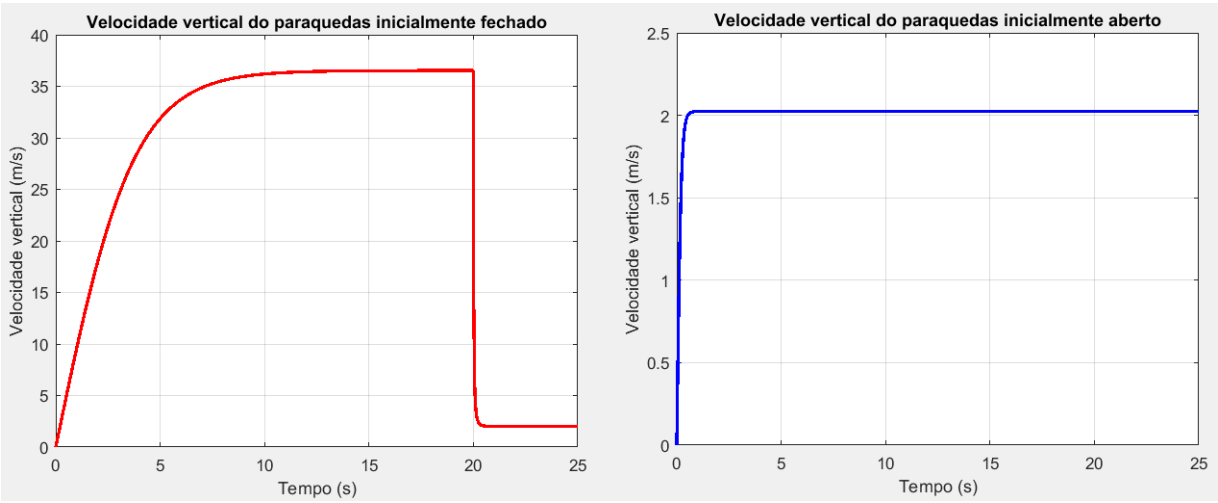


Figura 14 – Velocidades verticais terminais de um sistema paraquedas inicialmente aberto, (em vermelho) e inicialmente fechado (em azul). Fonte: Figura produzida pelo autor

No caso 1 (paraquedas inicialmente fechado), o paraquedas é acionado após 20 segundos de queda livre. É possível observar que o paraquedas diminui em muito a velocidade terminal do sistema. Além disso, é importante salientar que a desaceleração causada pelo paraquedas é muito alta (de $36,5\, m/s$ a $2\, m/s$ em menos de $1\, s$), o que justifica a utilização de um *slider* como o representado na Fig. 9 no caso de um paraquedas inicialmente fechado. Por outro lado, no caso 2 (paraquedas inicialmente aberto), o uso de um

slider não se faz necessário, visto que o paraquedas não sofre uma grande desaceleração, que poderia rasgar suas costuras ou causar outros danos estruturais. Pode-se observar também que em ambos os casos a velocidade terminal do paraquedas é a mesma, ainda que a carga atinja uma grande velocidade durante a queda com velame fechado.

Quando o paraquedas atinge a velocidade terminal, ele pode ser considerado em um regime permanente, até que alguma força externa (causada por rajadas de vento, correntes de ar ou mesmo atuação do sistema de controle) o tire dessa condição. É nessa situação que pode ser medida a razão de planeio, importante parâmetro para análise da performance de paraquedas e outras aeronaves. Tal parâmetro é calculado como a razão entre as distâncias horizontal e vertical percorridas em um intervalo de tempo. A Fig. 15 ajuda na compreensão desse conceito. Enquanto a razão de planeio de um paraquedas *ram-air* varia entre 2:1 e 4:1 (KRAFT; FIELDS, 2017), um parapente possui razão de planeio entre 7:1 e 11:1 (BENEDETTI, 2012). Parapentes são aeronaves semelhantes a um paraquedas *ram-air*, aqueles possuindo um alongamento (propriedade geométrica discutida na seção 2.4.1) maior que estes, sendo essa a principal diferença entre eles.

Figura 15 – Razão de planeio de um paraquedas. Fonte: Adaptado de (FPVL, s.d.)

Parâmetros geométricos e de construção fundamentais

Uma série de fatores são importantes na escolha da geometria do velame adequado a uma determinada aplicação. Serão aqui abordados os parâmetros geométricos mais relevantes para a escolha de um velame a ser utilizado no sistema de recuperação de carga paga de um *BalloonSat*. Desse modo, os aspectos aqui discutidos não são e nem visam ser exaustivos no que tange à definição da geometria de velames de paraquedas.

Alguns dos parâmetros geométricos essenciais da geometria de um velame são mostrados na Fig. 16. A corda é a distância entre o bordo de ataque e o bordo de fuga do velame. Tal distância é constante em velames retangulares, mas pode ser variável para outras geometrias, como em velames elípticos ou parabólicos. No caso de corda variável,

é utilizado como parâmetro de referência a corda média $c_{média}$ do velame, que é calculada em função da área S do velame e de sua envergadura b:

$$c_{média} = \frac{S}{b} \tag{2.29}$$

O ângulo de diedro é o ângulo formado entre a horizontal e uma linha que ligue a ponta do velame ao seu centro. A envergadura, por fim, é a distância entre as duas pontas do velame, onde ficam localizados os estabilizadores. Tal distância deve ser medida com o paraquedas plano ($\zeta = 0$), por isso é representada como uma curva na Fig. 16.

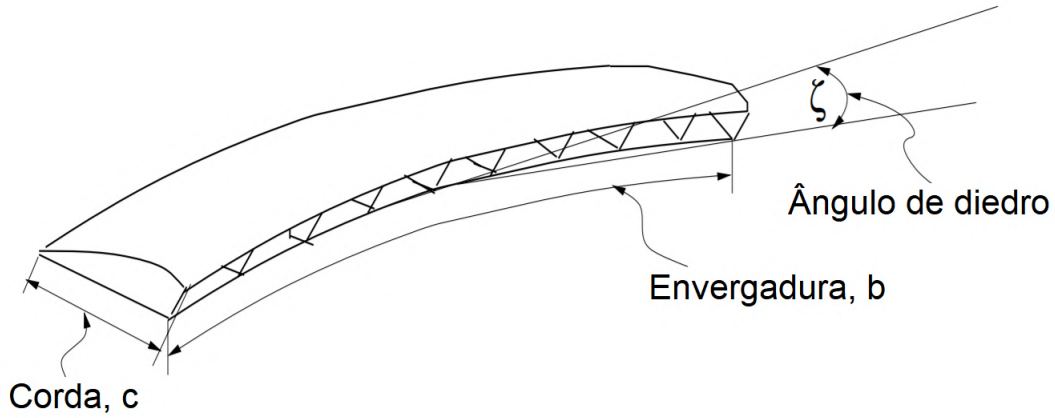


Figura 16 – Corda, envergadura e ângulo de diedro de um velame. Fonte: Adaptado de (PRAKASH, 2004)

Uma importante propriedade geométrica de um velame é o seu alongamento AR (do inglês *Aspect Ratio*). O alongamento é uma propriedade adimensional definida pela Eq. 2.30 como a razão entre o quadrado da envergadura e a área do velame.

$$AR = \frac{b^2}{S} \tag{2.30}$$

Tal propriedade é importante por ser um indicador da eficiência aerodinâmica de qualquer aeronave. Quanto maior o AR de uma asa, maior será a sua eficiência aerodinâmica, isto é, a asa consegue produzir mais sustentação gerando menos arrasto. Por isso aeronaves como planadores e parapentes, que necessitam de uma alta razão de planeio, normalmente possuem grande alongamento. Enquanto para a prática de parapente a razão de aspecto varia comumente entre 3 e 5 (BENEDETTI, 2012), de acordo com a *Australian Parachute Federation* (LEBLANC, 1997), para o paraquedismo essa propriedade deve variar entre 1,9 e 3. Esse limite superior para o paraquedismo é confirmado pelo *Advisory Group for Aerospace Research and Development* (COCKRELL, 1987), que afirma que a razão de aspectos para paraquedas do tipo *ram air* deve ser limitada a 3, sendo que o máximo desempenho é obtida com AR = 2. Assim, os limites de alongamento recomendados, que

serão usados como referência neste trabalho são:

$$1,9 \leq AR \leq 3 \tag{2.31}$$

Outro parâmetro importante é a carga alar WL do paraquedas. Ela é a razão entre a massa total do sistema (paraquedas mais carga paga) e a área S do velame, sendo expressa em kg/m^2:

$$WL = \frac{m}{S} \tag{2.32}$$

Um aumento da carga alar aumenta a velocidade vertical e também a estabilidade de voo de um sistema paraquedas. Enquanto no caso de parapentes é recomendada uma carga alar de aproximadamente 4 kg/m^2, recomenda-se a utilização de uma carga alar entre 4 kg/m^2 e 6 kg/m^2 em paraquedas *ram-air* (BENEDETTI, 2012). Assim, escrevendo matematicamente os limites de carga alar:

$$4\,kg/m^2 \leq WL \leq 6\,kg/m^2 \tag{2.33}$$

Posicionamento do CG e AOA de equilíbrio

O posicionamento do centro de gravidade em qualquer veículo aéreo é determinante para as condições de voo do mesmo. Especificamente no caso de paraquedas *ram-air*, esse parâmetro é fundamental na definição do AOA de equilíbrio.

Um paraquedas pode ser comparado a um pêndulo ao se posicionar o sistema de referências fixo no AC [3] (centro aerodinâmico, do inglês *Aerodynamic Center*). Assim, o paraquedas tende a oscilar em torno de um ponto de equilíbrio, o AOA de equilíbrio, ou α_{eq}. Como mostrado por Benedetti (2012), esse ângulo é determinado pela Eq. 2.34, que depende diretamente da posição do CG.

$$\alpha_{eq} \approx \frac{1 \pm \sqrt{1 + 4\,\frac{h_0}{d_0}(1 - D_2\,a)(\frac{h_0}{d_0}\,\frac{D_0}{a} + \frac{c_{media}\,C_{m_0}}{d_0\,a} - i_0)}}{2\,\frac{h_0}{d_0}\,(1 - D_2\,a)} \tag{2.34}$$

onde h_0 é a distância vertical do CG ao AC, d_0 é a distância horizontal do CG ao AC, D_2 é o coeficiente de arrasto induzido tridimensional, a é a inclinação da curva $C_L \times AOA$ tridimensional, C_{m_0} é o coeficiente de momento aerodinâmico bidimensional e i_0 é o AOA de sustentação zero.

O dimensionamento do paraquedas com um α_{eq} adequado é muito importante, pois o sistema apresentará mau funcionamento caso esse ângulo esteja fora de alguns limites. Se o AOA for muito negativo, o paraquedas pode colapsar e perder sustentação. O efeito de colapso se dá quando o velame deixa de ter uma entrada de ar pelo bordo de ataque,

[3] O *AC* de um aerofólio é a posição na qual o coeficiente de momento de guinada é constante em relação ao C_L e consequentemente ao AOA. (BENEDETTI, 2012)

perdendo sua forma aerodinâmica e consequentemente a sustentação. Por outro lado, caso o AOA seja muito positivo, pode ocorrer o efeito de *stall*, que é a perda de sustentação devido ao descolamento da camada limite do escoamento (ANDERSON, 2011), efeito sempre presente para ângulos de ataque excessivos, não sendo exclusivo de asas flexíveis. A Fig. 17 ilustra o envelope de posicionamento do CG e as posições de risco, seja de *stall* ou de colapso.

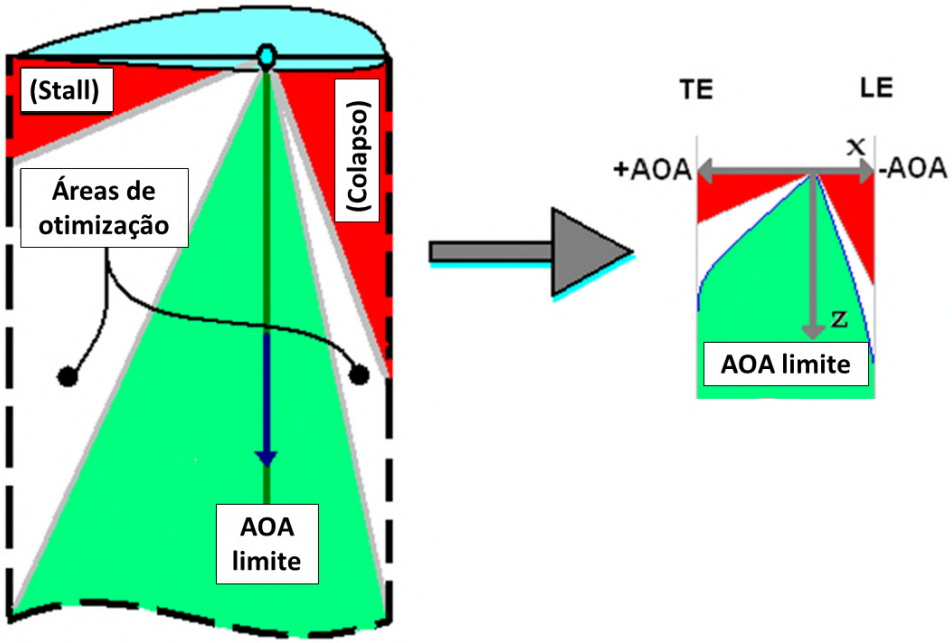


Figura 17 – Envelope de posicionamento do CG. Fonte: Adaptado de (BENEDETTI, 2012)

Manobras e controlabilidade

As manobras com paraquedas *ram-air* são realizadas atuando sobre as linhas de freio da Fig. 9. Ao puxar uma linha de freio, o ângulo de ataque da asa naquela região é aumentado, como representado na Fig. 18. Tal mudança gera um aumento do arrasto no local de acionamento dos freios, o que permite a realização de manobras com o velame, como será mostrado ao longo desta sessão.

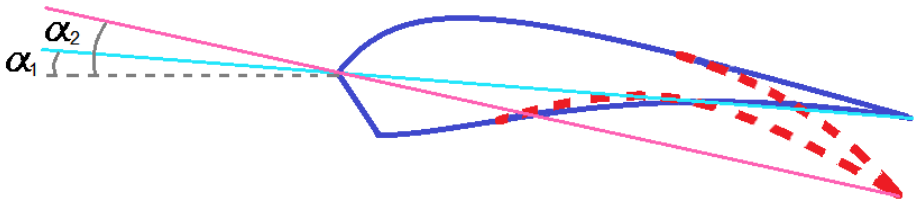


Figura 18 – Mudança no ângulo de ataque devido à ação das linhas de freio. Fonte: Figura produzida pelo autor

A deflexão no velame funciona de maneira diferente da atuação por meio de *ailerons* realizada em aviões, principalmente devido à natureza da asa. Um paraquedas *ram-air* é uma aeronave de asa flexível, de modo que, ao defletir um ponto específico da asa, toda a asa será suavemente defletida, com uma maior deflexão na região próxima ao ponto de atuação (BENEDETTI, 2012). Assim, é possível perceber que, no caso de um acionamento unilateral das linhas de freio, a asa experimentará uma deformação de torção com grandes variações de α, o que não é experimentado em aeronaves de asa fixa. Desse modo, no caso de aeronaves de asa flexível é importante a compreensão da distribuição do ângulo de ataque ao longo da envergadura da asa. A boa compreensão desse fenômeno permite o controle das manobras do paraquedas de maneira adequada. A Fig. 19 mostra essa variação do ângulo de ataque ao longo da envergadura de um velame de $10\,m$, com comprimento de freio máximo igual a $25\,cm$.

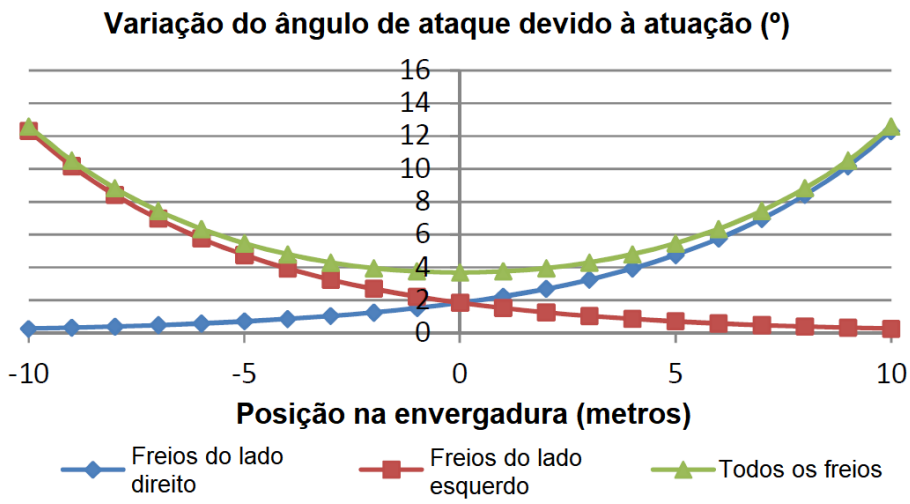


Figura 19 – Variação de α com a atuação dos freios ao longo da envergadura. Fonte: Adaptado de (BENEDETTI, 2012)

Existe uma série de possíveis manobras que podem ser realizadas em um paraquedas *ram-air*. Neste trabalho serão abordadas as três posições fundamentais das linhas de freio aerodinâmico e as manobras resultantes de cada uma. Tais posições podem ser vistas na Fig.20.

Na primeira posição, os freios aerodinâmicos estão completamente soltos, o que proporciona um voo com a maior velocidade do paraquedas e grande estabilidade. A segunda posição apresenta ambos os freios completamente acionados, o que aumenta a sustentação e o arrasto atuantes sobre o velame. Essa posição é equivalente ao acionamento de *flaps* em aviões e nela o paraquedas apresenta a maior sustentação e as menores velocidades possíveis, de modo que tal manobra é altamente indicada durante o pouso. É importante ressaltar que essa posição de freios diminui a velocidade de voo e aumenta o ângulo de ataque do velame, o que pode causar o efeito de *stall* na asa. Por fim, a

Figura 20 – Manobras em três diferentes posições de freio. Fonte: (FPVL, s.d.)

terceira posição, com o acionamento do freio aerodinâmico da esquerda e liberação do freio da direita, gera um arrasto maior à esquerda do velame que à direita. Isso causa uma diferença entre as velocidades lineares nas pontas das asas, com a velocidade do lado direito do velame maior que do lado esquerdo. Tal diferença consequentemente resulta em uma velocidade angular em torno do eixo vertical do velame. Essa é a chamada manobra de guinada, principal movimento para o controle direcional do paraquedas.

3 O PROJETO LAICAnSat

A plataforma LAICAnSat, que já teve diferentes geometrias, atualmente vem sendo desenvolvida no formato *CubeSat* (CAL POLY SLO, 2014), que consiste em uma estrutura predefinida formada por uma ou mais unidades de dimensão 10 x 10 x 11 cm e massa de 1 a 1,33 kg cada uma (NASA CubeSat Launch Initiative, 2017). Cada unidade é designada como 1U, de modo que um satélite formado por 3 unidades, por exemplo, é chamado 3U. A Fig. 21 mostra exemplos de satélites do tipo 1U, 2U e 3U. Devido ao seu baixo custo e relativa simplicidade de desenvolvimento e montagem, os *Cubesats* se destacam no cenário nacional e internacional como ferramentas para prover à pequenas cargas pagas o acesso ao espaço de maneira efetiva e eficiente.

Figura 21 – *CubeSats* 1U, 2U e 3U, da esquerda para a direita. Fonte: (Jason Rhian, 2016)

3.1 VISÃO GERAL: LAICAnSat-1 A LAICAnSat-4

As duas primeiras missões do projeto, chamadas LAICAnSat-1 e LAICAnSat-2 foram realizadas em 2 e 24 de maio de 2014, respectivamente, na cidade de Padre Bernardo, GO, Brasil. Durante essas duas primeiras missões, o satélite ainda não era baseado no padrão *CubeSat*, de modo que sua estrutura era uma caixa em isopor que continha toda o equipamento eletrônico. Esse equipamento consistia em sensores meteorológicos, sistemas de armazenamento de dados e câmeras de alta performance. Tais missões foram utilizadas

para validar o conceito de missão desenvolvido e o funcionamento da instrumentação utilizada. (AMADO, 2018)

Após essas duas missões, dada a necessidade de uma padronização estrutural e eletrônica, foi escolhido o padrão *CubeSat*, devido às suas vantagens já expostas. Do ponto de vista eletrônico, o satélite passou a dispor de um novo sistema embarcado e duas câmeras de vídeo em 360 graus. A nova estrutura desenvolvida foi um *CubeSat* 3U, fabricado com a tecnologia de impressão 3D em PLA (polyactic acid). Tal estrutura, representada na Fig. 22, foi projetada para suportar esforços de até 380,6 N, tendo sido impressa verticalmente com espessura igual a 3 mm (HOLANDA et al., 2017).

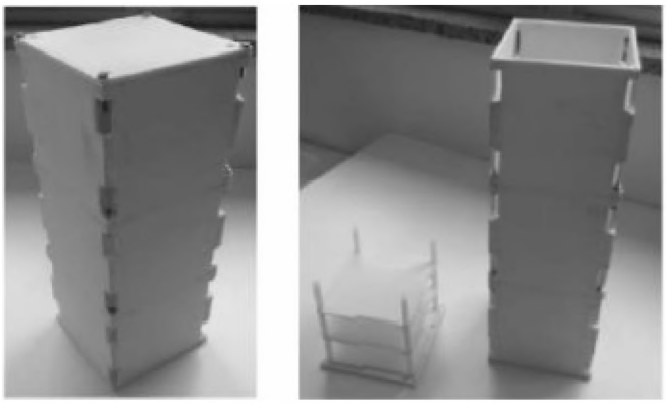


Figura 22 – Estrutura impressa em PLA do LAICAnSat-3. Fonte: (ALVES et al., 2016)

3.2 LAICAnSat-5 E A MISSÃO KUARAY

A quinta missão do projeto foi realizada em parceria com o Clube de Astronomia de Brasília (CAsB). Intitulada *Missão Kuaray*, seu objetivo foi filmar o eclipse solar de Agosto de 2017 utilizando um balão meteorológico, além de garantir a segurança e recuperação da carga paga (principalmente câmeras e sistema de armazenamento). Realizada em 21 de Agosto de 2017 no *Camas National Wildlife Refuge*, Idaho, EUA, a missão foi um sucesso, tendo alcançado 23,8 km de altitude e registrado o eclipse em 1,5 hora de voo. A Fig. 23 mostra uma das imagens registradas pelo LAICAnSat-5.

A Missão Kuaray contou com o sistema LAICAnSat-5, que é composto por duas plataformas que podem se vistas na Fig. 24: LAICAnSat-5 e LAICAnSat-5.1, *CubeSats* 3U e 1U, respectivamente. Durante a missão, o sistema mostrou-se extremamente adequado para a realização de missões em alta altitude, devido à sua alta confiabilidade e flexibilidade. Apesar disso, necessidades foram detectadas, dentre elas o desenvolvimento de um sistema de recuperação eficiente (BORGES et al., 2018).

A recuperação da carga paga é um aspecto fundamental desse tipo de missão, visto que ao atingir altitudes tão elevadas, na ausência de um sistema de atuação na reentrada,

Figura 23 – Imagem do eclipse solar de Agosto de 2017, registrada pelo LAICAnSat-5. Fonte: (BORGES et al., 2018)

Figura 24 – LAICAnSat-5 e LAICAnSat-5.1 no local de lançamento. Fonte: (BORGES et al., 2018)

a carga paga pode ser varrida por grandes distâncias horizontais, de modo que a carga paga pode ser perdida definitivamente no caso de uma falha no sistema de rastreamento.

Até então, o sistema de recuperação do LAICAnSat consistia em um paraquedas cônico, sem nenhum tipo de sistema de controle direcional (as vantagens e desvantagens desse tipo de paraquedas serão brevemente discutidas ao longo deste trabalho). O risco de perda da carga paga nesses casos é tão evidente que ela não pôde ser recuperada nas missões LAICAnSat-2 a 4, seja por falha no sistema de rastreamento ou pelo difícil acesso à região de queda do satélite. Juntamente com a carga, foram perdidos todos os dados e imagens que não foram enviados em tempo real via rádio (AMADO, 2018). Desse modo, fica clara a urgência do aperfeiçoamento do sistema de recuperação da carga paga.

3.3 LAICAnSat 6.1

Avanços recentes foram realizados no projeto LAICAnSat, principalmente no desenvolvimento e teste de um sistema de recuperação e da plataforma de balão cativo (AMADO, 2018). Tais avanços serão discutidos nessa seção, bem como os resultados obtidos, dificuldades e problemas enfrentados, buscando sempre a identificação de possíveis soluções.

3.3.1 Plataforma de balão cativo

O sistema de balão cativo criado, que falhou nos testes realizados, é muito semelhante ao que será aqui desenvolvido, pois utiliza um guincho elétrico e um cabo de ancoragem. A causa da falha indicada foi um mau enrolamento do cabo de ancoragem (foi utilizada uma linha de pesca com limite de resistência a tração igual a 69 kg) no carretel do guincho, o qual criou concentrações de tensão em alguns pontos específicos do cabo e consecutivamente seu rompimento. Esse problema mostra que atenção especial deve ser dada à fase de enrolamento do cabo de ancoragem, seguindo sempre as instruções de bom enrolamento fornecidas pelos fabricantes, como mostrado na Fig. 25.

Figura 25 – Enrolamento ideal do cabo de ancoragem. Fonte: (VONDER, 2018)

Outro problema identificado no subsistema de ancoragem e recolhimento foi a baixa velocidade angular do guincho. Tal velocidade impossibilitava o recolhimento do balão em tempo hábil por estar abaixo do valor indicado pela Eq. 2.23. Esse problema de velocidade pode ser indicado como um dos responsáveis pela falha do sistema, visto que, devido à baixa velocidade do enrolamento do guincho, o cabo de ancoragem foi enrolado no carretel manualmente, o que aumenta a possibilidade de falha no enrolamento.

Três possíveis soluções foram identificadas para a resolução do problema de baixa velocidade angular. A primeira delas, e talvez a mais simples, é a substituição do guincho por outro que atenda aos requisitos de missão (velocidade angular e torque). A segunda solução é a instalação de um multiplicador de velocidade no motor do guincho, que consiste em um sistema de engrenagens que aumenta a velocidade angular do motor e consequentemente diminui o torque do mesmo. Por fim, a terceira solução, que não altera a velocidade angular do guincho, é a substituição do carretel de enrolamento por um carretel com maior raio. Rearranjando a Eq. 2.23, considerando $\omega_{guincho}$ constante, é possível calcular o novo

raio necessário:

$$r_{eixo} \geq \frac{l_{cAnc}}{t_{max_{rec}}\,\omega_{guincho}} \tag{3.1}$$

3.3.2 Paraquedas

Foi realizado um estudo detalhado dos sistemas de recuperação atualmente utilizados, bem como de suas vantagens e desvantagens. Esse estudo deu origem a uma série de informações comparativas que permitem a escolha de um sistema de recuperação adequado às necessidades do projeto. Tais informações foram compiladas na Tab. 2.

Um dos requisitos do trabalho era a manobrabilidade do sistema de recuperação, de modo que os paraquedas de tipo hemisférico e *ringsail* não poderiam ser utilizados. A utilização de uma asa delta foi descartada devido ao seu grande número de desvantagens, principalmente pela sua dificuldade de implementação no LAICAnSat, o que aumentaria em muito a complexidade do projeto. Por fim, o paraquedas cruciforme foi descartado pela baixa disponibilidade no mercado. Assim, o paraquedas selecionado foi do tipo *ram-air*.

Foi escolhido para a realização de testes um paraquedas *ram-air* com dimensões $3,15 \times 0,8\ m$, totalizando assim uma área igual a $2,52\ m^2$. Temia-se que o paraquedas não abrisse durante a queda, e por isso foi utilizada uma estrutura plástica em formato de "X" que fixava o velame aberto, facilitando assim que suas células inflassem. Tal estrutura, que possuía massa igual a $681\,g$, pode ser vista na Fig. 26. A massa do paraquedas era igual a $506\,g$ e foram utilizados $581\,g$ de carga paga para a realização dos teste.

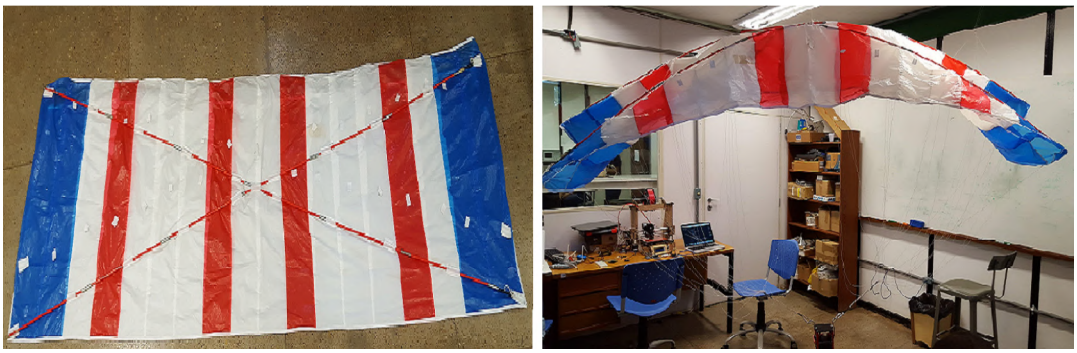


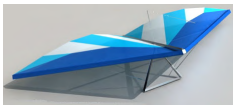
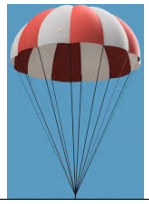
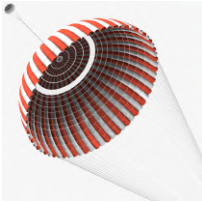
Figura 26 – Velame com a estrutura em "X" usada por Amado (a) deitada e (b) suspensa. Fonte: (AMADO, 2018)

Utilizando as Eq. 2.30 e 2.32, é possível calcular o alongamento e a carga alar utilizada no teste:

$$AR = \frac{3,15^2}{2,52} = 3,9375 \tag{3.2}$$

$$WL = \frac{0,681 + 0,506 + 0,581}{2,52} = 0,7016\,kg/m^3 \tag{3.3}$$

Tabela 2 – Comparativo de diferentes tipos de paraquedas. Fonte: Adaptado de (AMADO, 2018)

Tipo	**Imagem**	**Vantagens**	**Desvantagens**
Asa delta		– Alta razão de planeio – Estabilidade	– Dificuldade de atuação na manobra – Sensível a ventos e rajadas – Difícil implementação na estrutura da carga paga
Ram-air		– Segurança – Alta razão de planeio – Estabilidade – Fornece sustentação	– Necessidade de inflar
Cruciforme		– Bom arrasto – Estabilidade – Baixa frequência de oscilação – Curvas suaves – Baixo impacto no pouso	– Possibilidade de entrar em parafuso – Manutenção complexa – Baixa disponibilidade no mercado
Hemisférico		– Muito arrasto – Simplicidade	– Muito sensível a ventos e rajadas – Sem manobrabilidade
Ringsail		– Muito arrasto – Simplicidade	– Sensível a ventos e rajadas – Sem manobrabilidade

Tais resultados levam a concluir que o velame é inadequado para a aplicação, por possuir alongamento 31 % superior ao máximo recomendado e carga alar 82 % inferior ao mínimo recomendado. Visando uma carga alar dentro dos limites, a massa total para um velame com essas dimensões deve estar entre 10,1 e 15,1 kg. Tais resultados indicam que o sistema utilizado provavelmente não terá o desempenho esperado de um paraquedas *ram-air*, por estar muito longe dos valores padrão. O grande alongamento indica que o

paraquedas terá uma razão de planeio superior à normalmente vista em paraquedas, o que não chega a ser um grande problema por si só. Por outro lado, a baixa carga alar reduzirá em muito a estabilidade do sistema, além de diminuir muito a velocidade de planeio e assim dificultar a inflação das células do velame (ainda que seja utilizada a estrutura em "X").

Outro problema que pode ser percebido está na distribuição de massa do sistema paraquedas utilizado. A massa do velame somada à massa da estrutura plástica é igual a 1,187 kg, enquanto a massa da carga paga é igual a apenas 581 g. O CG (Centro de Gravidade) de um paraquedas deve estar sempre o mais baixo possível, próximo à carga paga. Isso aumenta a sua estabilidade, pois cria uma tendência de movimento pendular no sistema paraquedas, o chamado efeito quilha. Como a massa do velame utilizado somada à massa da estrutura plástica é superior à massa da carga paga, é natural supor que o CG do sistema encontra-se muito alto, mais próximo ao velame que à carga paga. Para verificar tal suposição, o velame e a carga paga foram desenhados (carga paga representada como um cubeSat 1U: $10 \times 10 \times 10$ cm) em um software livre de simulação (XFLR5), suas massas foram adicionadas ao modelo e o CG foi medido. A Fig. 27 mostra o resultado dessa verificação à esquerda, com a posição do CG (esfera em azul) muito alta, como esperado, claramente mais próxima do velame que da carga paga. O mesmo teste foi realizado utilizando uma carga paga igual a 9 kg, de modo que a massa total do sistema esteja dentro do definido no parágrafo anterior. O resultado desse teste, que pode ser visto à direita na Fig. 27, mostra um posicionamento mais adequado de CG, próximo à carga paga. Desse modo, o maior problema encontrado no paraquedas utilizado não está no velame em si, mas em sua incompatibilidade com a carga paga.

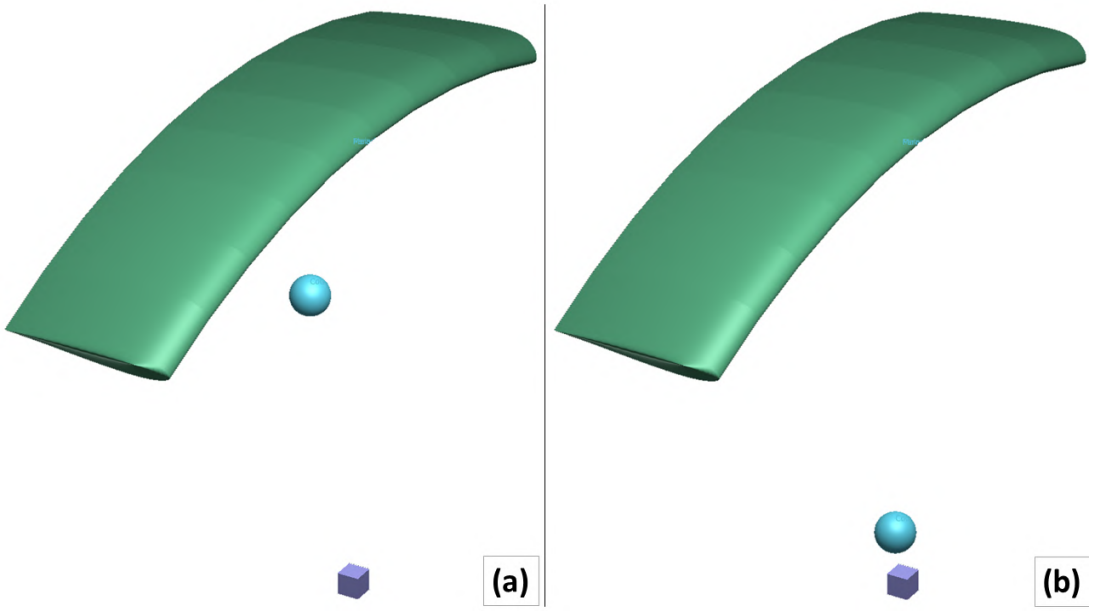


Figura 27 – CG do paraquedas usado (a) com carga paga de 0,581 kg e (b) com carga paga de 9 kg. Fonte: Figura produzida pelo autor

3.3.3 Sistema de liberação da carga

Para a realização de testes do paraquedas no balão cativo, é necessário que exista um mecanismo de liberação que separe o sistema paraquedas do balão, permitindo assim sua queda. Tal sistema de liberação deve ser posicionado entre o paraquedas e o balão, como pode ser visto esquematicamente na Fig. 1, onde ele é nomeado como Plataforma 1. Foi desenvolvida em (AMADO, 2018) uma plataforma de liberação que atende a todas as necessidades de missão, de modo que o mesmo será utilizado nos testes de campo deste trabalho. A Fig. 28 mostra a plataforma criada, destacando seus principais elementos.

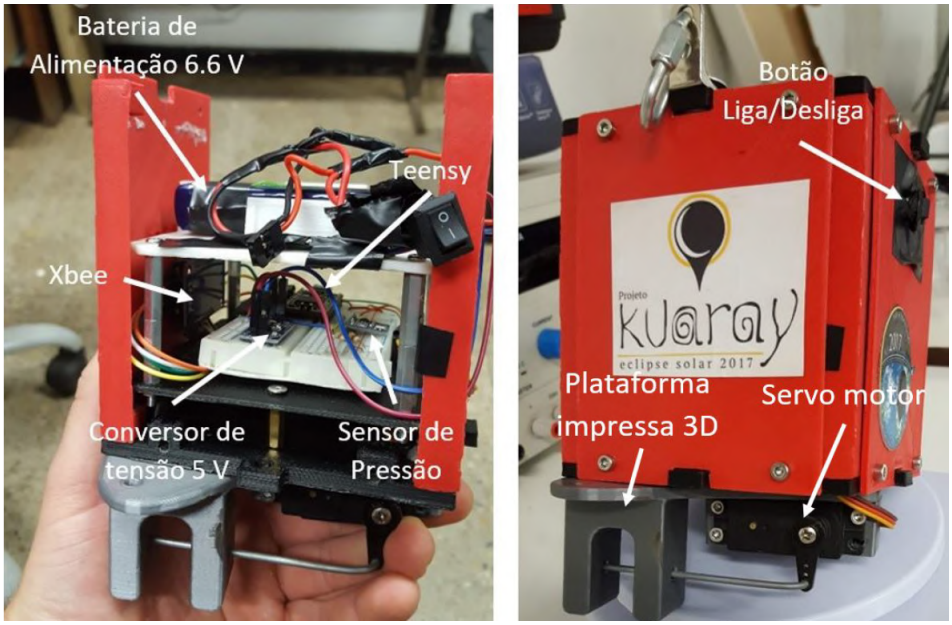


Figura 28 – Plataforma de liberação de carga usada por Amado. Fonte: (AMADO, 2018)

O princípio de funcionamento do mecanismo é simples e direto. O sistema paraquedas fica preso à haste do servo motor, dentro da estrutura em "U" por meio de um mosquetão. A placa Xbee recebe o comando de liberação via rádio e aciona o servo motor que, ao ser acionado, puxa a haste para fora da estrutura em "U", liberando assim a carga.

3.3.4 Teste realizado

Durante a realização dos testes experimentais do sistema, uma série de dificuldades foram enfrentadas. Na primeira subida do balão, o cabo de ancoragem se rompeu sem soltar o balão (como explicado na seção 3.3.1, o cabo se rompeu dentro do carretel, devido a uma má enrolação) em uma altitude de apenas 18 metros. Com isso, o balão deveria ser trazido ao solo para substituição do cabo. O sistema de liberação foi acionado e o paraquedas caiu com a carga, entretanto a tomada de dados não foi significativa, devido ao pequeno tempo de queda.

Devido a uma série de outros problemas que não cabem ser citados aqui, foi necessário reduzir a massa do sistema. Para isso, diversos elementos foram retirados, como a estrutura em "X" do velame e as paredes que cobrem os sensores do satélite. Assim o balão conseguiu erguer a carga (a menos de 150 m de altitude) para realizar os testes. Entretanto, houve uma grande imprecisão nos dados coletados, provavelmente pela exposição dos sensores de pressão (responsáveis por medir a altitude do sistema) a ventos. Além disso, os dados eram salvos em um cartão SD à medida que eram coletados, porém o sistema levava mais de um segundo para salvar uma medição. Isso, somado ao pequeno tempo de queda causado pela baixa altitude alcançada, não permitiu que muitos dados fossem coletados, impossibilitando assim a aplicação de filtros que permitissem selecionar apenas os dados relevantes medidos. A Fig. 29 permite ver a baixa quantidade de dados obtida e a grande variação na velocidade vertical medida devido aos fatores já citados.

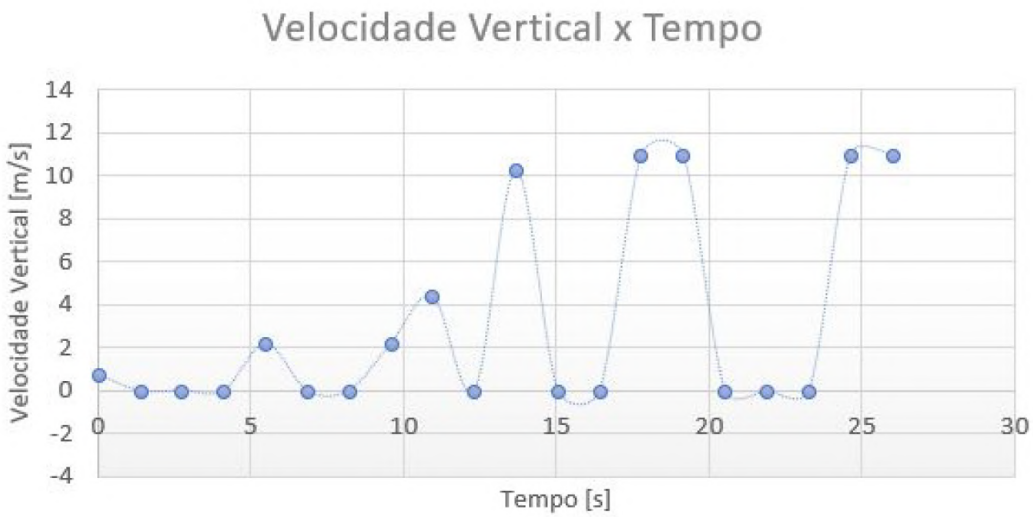


Figura 29 – Velocidade vertical durante a queda. Fonte: (AMADO, 2018)

Para evitar tais problemas, é importante ter atenção à massa de gás hélio levada para os testes, como é discutido e calculado no capítulo 7. Também é importante que o método utilizado para gravar os dados seja revisto. Uma possível solução é salvar dados no cartão em SD em pacotes, de modo que, ainda que sejam perdidos algumas medições durante a transferência de dados, sejam realizadas várias medições (10, por exemplo) entre cada transferência. Por fim, como dito na seção 3.3.1, é fundamental que o cabo seja enrolado adequadamente no carretel, evitando assim seu rompimento abaixo do limite de resistência à tração.

Parte III

Desenvolvimento

4 PRÉ-PROJETO

Visto que os objetivos deste trabalho são divididos em dois tipos de missão, é razoável que o projeto também o seja. Assim, de acordo com o assunto tratado, algumas seções e capítulos serão divididas em duas subseções, uma tratando das missões com balão cativo e outra das missões com voo livre.

4.1 REQUISITOS

Os requisitos das missões são definidos abaixo. Todo o sistema será dimensionado com o objetivo de atender a tais requisitos, de modo que a compreensão desta seção é fundamental para o entendimento do texto como um todo.

4.1.1 Requisitos - Balão cativo

- Altitude máxima de flutuação igual a 500 metros;
- Velocidade de subida do balão de aproximadamente 8 m/s (porém limitada pelo sistema de ancoragem)
- Cabo de ancoragem com menor massa específica possível;
- Sistema capaz de recolher todo o cabo em um tempo máximo de uma hora;
- Velocidade vertical máxima da carga paga ao tocar o solo igual a 5 m/s;
- Sistema de recuperação controlado manualmente via radiocontrole, capaz de realizar o pouso em região predefinida.

4.1.2 Requisitos - Voo livre

- Velocidade de subida do balão de aproximadamente 8 m/s
- A abertura do paraquedas deve ser automática, em uma altitude pré-programada - entre 4 e 15 km;
- Velocidade vertical máxima da carga paga ao tocar o solo igual a 5 m/s;
- A manobrabilidade do sistema de recuperação deve ser capaz de evitar o pouso em regiões de difícil acesso.

4.2 ESCOPO

Este trabalho envolve o aperfeiçoamento das missões da plataforma LAICAnSat como um todo, sendo uma continuação da missão 6.1, e portanto 6.2. Engloba o planejamento de missão, com a definição da quantidade de gás hélio a ser utilizado em cada tipo de missão, passando pela escolha dos balões, bem como pela escolha do cabo de ancoragem e guincho para missões de balão cativo. Também encontra-se dentro de sua área de abrangência o dimensionamento de um paraquedas que atenda aos requisitos traçados e o desenvolvimento dos mecanismos de atuação necessários - controle e abertura do paraquedas. Deseja-se ainda realizar o controle do paraquedas via radiocontrole nas missões com balão cativo e analisar sua manobrabilidade para verificar se ela possibilitaria o desvio de zonas problemáticas nas missões de alta altitude.

Encontra-se fora do escopo deste trabalho a busca por soluções de software ou hardware para o *balloonSat*, exceto aquelas que envolvam diretamente o sistema de recuperação. Igualmente, não será abordado aqui o controle direcional da carga paga durante a reentrada em missões de voo livre, nas quais seria necessário um sistema automático de GNC (Guiamento, Navegação e Controle), visto que o LAICAnSat pode facilmente sair do raio de alcance de um sistema de rádio convencional. Não serão também discutidos aspectos específicos do dimensionamento do velame do paraquedas, como diferentes perfis aerodinâmicos e tamanho e inclinação da abertura no bordo de ataque. Tais aspectos são fundamentais em projetos de construção de paraquedas, o que não é o foco deste trabalho, mas sim o dimensionamento e escolha de um paraquedas preexistente que atenda aos requisitos do projeto.

5 PROJETO CONCEITUAL

5.1 PROJETO CONCEITUAL - BALÃO CATIVO

No contexto do projeto LAICAnSat, as missões com balão cativo foram idealizadas para testar sensores e novos subsistemas do satélite de uma maneira relativamente rápida. Essas missões podem ser dividas em cinco fases específicas, sendo que as duas fases de recuperação ocorrem simultaneamente:

1. Pré-voo;
2. Subida;
3. Flutuação;
4. Recuperação da carga paga;
5. Recuperação do balão.

As subseções que seguem apresentam o projeto conceitual de cada fase de missão. A nomenclatura de subsistemas e equipamentos utilizada está de acordo com a apresentada na Fig. 1

5.1.1 Pré-voo - Balão cativo

Nessa fase é realizada toda a preparação da missão. Inicialmente deve ser preparado o sistema de ancoragem (composto pelo guincho elétrico, mesa de apoio, alimentação e cabo de ancoragem). A mesa de apoio deve ser ancorada, seja pela sua fixação ao solo ou pela utilização de pesos. Em seguida, guincho e alimentação são montados de acordo com orientação do fabricante. A finalização do preparo do sistema de ancoragem se dá com o enrolamento do cabo de ancoragem no carretel do guincho, mantendo-o sempre tracionado, caso isso ainda não tenha sido feito. Apesar de aparentar ser uma tarefa simples, atenção especial deve ser dada a esta etapa, pois como foi mostrado no Capítulo 2, um enrolamento inadequado do cabo pode causar o seu rompimento com a aplicação de uma força tratora.

Após a preparação do sistema de ancoragem, o balão deve ser inflado com a quantidade de gás hélio calculada para que este flutue com todos os equipamentos até a altitude desejada. O balão deve ser então fixado ao *balloonSat* e aos demais sistemas a serem testados.

5.1.2 Subida - Balão cativo

Com o sistema preparado e montado, o guincho deve ser acionado para desenrolar o cabo de ancoragem, permitindo assim a subida do balão. O tempo de duração desta fase será determinado pela velocidade de desenrolamento do guincho. Idealmente, essa velocidade deve ser inferior à de subida do balão (caso estivesse solto), para que o cabo de ancoragem permaneça sempre tracionado, garantindo assim o bom funcionamento do guincho. A altitude alcançada deve ser sempre monitorada pela estação de terra.

5.1.3 Flutuação - Balão cativo

Durante essa fase podem ser realizadas diferentes medições e testes de subsistemas de acordo com a missão, de modo que o tempo de duração dessa fase é indeterminado. No caso de um teste do sistema de recuperação por exemplo, essa fase tem duração de apenas alguns segundos, visto que a carga atinge a altitude desejada e pode ser rapidamente solta pelo sistema de liberação para iniciar o teste desejado, que ocorre na fase seguinte. Por outro lado, para a realização de experimentos em outros equipamentos, o balão pode permanecer na fase de flutuação por muitos minutos ou mesmo horas. O cabo de ancoragem permanece tracionado durante toda esta fase.

5.1.4 Recuperação da carga paga - Balão cativo

Fase iniciada com o acionamento do sistema de liberação, presente na Plataforma 1. Esse sistema rompe a ligação entre a Plataforma 1 e o paraquedas, de modo que o sistema formado pelo paraquedas e Plataforma 2 se desprende do restante do sistema e começa a cair. Devido ao aumento do vento relativo causado pela crescente velocidade de queda, o paraquedas irá inflar e assumir a forma de um aerofólio. Isso diminui a velocidade de queda e permite à estação de terra controlar o paraquedas via radiocontrole. O paraquedas deve então conduzir a carga paga com velocidade controlada até a posição planejada pela missão.

5.1.5 Recolhimento do balão - Balão cativo

Concomitantemente à recuperação da carga paga ocorre o recolhimento do balão e da plataforma 1. Essa fase inicia-se com o acionamento do guincho no sentido de enrolamento do cabo de ancoragem e prolonga-se até o fim do enrolamento, com a plataforma 1 e o balão próximos ao solo. É importante guardar aqui o mesmo cuidado do pré-voo durante o enrolamento do cabo. Isso evita o rompimento do cabo e a perda do balão e da plataforma 1.

5.2 PROJETO CONCEITUAL - VOO LIVRE

As missões em voo livre são as principais realizadas pelo LAICAnSat, nas quais um espaço no satélite é contratado para levar cargas pagas a uma altitude determinada. Essas missões podem ser dividas em três (ou quatro) fases específicas:

1. Pré-voo
2. Subida
3. Flutuação (fase facultativa)
4. Recuperação da carga paga

Em alguns tipos de missões a fase de flutuação não existirá, como será explicado nas subseções que seguem. Visto que o campo de atividades do LAICAnSat está concentrado nas missões sem flutuação, realizadas por balões extensíveis, este trabalho também o será. Semelhantemente ao realizado no projeto conceitual do balão cativo, essas subseções apresentam o projeto conceitual de cada fase de missão. A nomenclatura de subsistemas e equipamentos utilizada está de acordo com a apresentada na Fig. 1.

5.2.1 Pré-voo - Voo livre

Fase na qual é realizada toda a preparação da missão. O balão deve ser ancorado ao solo e enchido com a massa de gás hélio calculada em função da missão. É importante explicitar que neste tipo de missão a precisão do cálculo da massa de gás utilizada é de extrema importância, visto que a massa de gás é fator determinante na velocidade de subida do balão, requisito imposto pela carga paga. A Plataforma 2 utilizada nas missões de alta altitude é semelhante à usada nas missões com balão cativo, porém nela está contido o paraquedas fechado, bem como um sistema de abertura automática do paraquedas. O pré-voo é finalizado com a fixação do balão inflado na Plataforma 2.

5.2.2 Subida - Voo livre

Com o sistema todo preparado, o balão pode ser solto e começará a subir até alcançar a altitude planejada. O fim desta fase depende do tipo de missão a ser realizada: com ou sem flutuação. As missões com flutuação são caracterizadas pela subida até uma altitude predeterminada, na qual o balão finaliza seu movimento de subida e inicia a fase próxima fase da missão. As missões sem flutuação são caracterizadas pelo contínuo movimento ascendente do balão, que é interrompido pelo rompimento do balão.

Como mostrado no Capítulo 2, a força de sustentação (e consequentemente a aceleração vertical) gerada no balão é função da diferença de densidades entre a atmosfera

e o sistema balão-carga. Nas missões com flutuação, a massa de gás hélio inserida no balão deve gerar uma densidade no balão equivalente à densidade atmosférica na altitude de flutuação desejada. Já nas missões sem flutuação, realizadas com balões extensíveis, a densidade do sistema cai continuamente a medida que ele sobe (devido ao aumento no volume do balão). Desse modo, o balão continua a subir até alcançar seu limite elástico e estourar. A altitude na qual o balão irá se romper depende do material utilizado no balão, como também foi mostrado no Capítulo 2.

5.2.3 Flutuação - Voo livre

Como dito anteriormente, a flutuação não ocorre em todo tipo de missão, não sendo uma fase presente nas missões realizadas pelo LAICAnSat. Durante esta fase, o balão permanece em uma altitude relativamente constante, a qual oscila principalmente em função da hora local e exposição ao sol. Uma explicação mais detalhada sobre essa variação de altitude foi apresentada no Capítulo 2. Por ser uma fase não realizada pelo LAICAnSat, um maior aprofundamento no estudo da fase de flutuação foge ao escopo deste trabalho.

5.2.4 Recuperação da carga paga - Voo livre

Após o rompimento do balão, o satélite começa um movimento de queda livre, ganhando velocidade até atingir uma velocidade terminal. O paraquedas permanece fechado em uma bolsa na parte superior da Plataforma 2, até que, ao atingir a altitude de abertura definida no planejamento de missão (entre 4 e 15 km), o sistema de abertura é acionado e o paraquedas é solto da bolsa.

Com a alta velocidade do vento relativo, o velame do paraquedas é inflado e ganha a forma de uma asa com perfil de aerofólio. A velocidade vertical é então drasticamente reduzida e a carga paga é conduzida ao solo em uma velocidade segura. Ainda que não será desenvolvido neste trabalho um sistema de controle automático para a navegação do paraquedas em missões de alta altitude, a manobrabilidade testada nas missões com balão cativo deve ser suficiente para garantir o pouso do satélite em uma região de fácil acesso.

6 PROJETO PRELIMINAR

6.1 SISTEMA BALÃO

6.1.1 Dimensionamento geral

As equações apresentadas no capítulo 2 referentes ao dimensionamento de um sistema balão são acopladas, como será mostrado ao longo desta seção. É necessário então que se faça uso de um método iterativo para determinação de alguns parâmetros de dimensionamento, como massa de gás hélio necessária e volume do balão. Para a realização desse cálculo, foi escolhido um parâmetro de dimensionamento que exige o cálculo prévio de todos os (parâmetros de interesse, de modo que, ao obter uma convergência, todos os dados de dimensionamento tenham sido calculados. O parâmetro escolhido foi a tensão no cabo de ancoragem de um sistema balão cativo, cujo equacionamento e cálculo seguem nos próximos parágrafos.

Como mostrado na Eq. 2.21, a tensão no cabo de ancoragem pode ser calculada em função de B e D, forças de empuxo e de arrasto aerodinâmico, respectivamente. A força de empuxo atuante sobre o balão pode ser calculada em função da velocidade vertical desejada na subida. Como mostrado no Cap. 2, tal velocidade é constante na maior parte da subida, de modo que o empuxo pode ser calculado em função da velocidade vertical $v_{b_{z_0}} = 8m/s$ (requisito de projeto). Utilizando a condição dada pela Eq. 2.10, é possível escrever então:

$$B = \frac{1}{2}\, C_D\, \rho_{ar}\, A_D\, v_{b_{z_0}}^2 \tag{6.1}$$

A densidade do ar na altitude desejada pode ser obtida facilmente em tabelas de interpolação da atmosfera padrão, assim os parâmetros desconhecidos são apenas C_D e A_D. Tais parâmetros não podem ser definidos diretamente, pois ambos dependem de r_b (C_D depende de r_b no caso de escoamentos laminares, ver Eq. 2.13 e Eq.2.12). O raio do balão r_b, por sua vez, varia com a massa de gás nele inserida, que deve ser calculada em função do empuxo B necessário. Isso mostra a natureza cíclica do sistema matemático, de modo que o processo de cálculo deve ser iterativo. Além disso, pela Eq. 2.9, r_b é dependente da temperatura do gás hélio no interior do balão. Tal temperatura é de difícil estimação e depende de muitos fatores externos, como vento, radiação e temperatura ambiente. Com o objetivo de diminuir o grau de complexidade da solução no que tange à determinação de temperatura, podem ser simulados dois casos diferentes:

1. Balão em equilíbrio térmico com o ar exterior, considerando atmosfera padrão

($T_{gas} = T_{air}$)

2. Processo de subida adiabático ($T_{gas} = T_{air_0}$)

A solução encontrada para o cálculo das forças para cada um dos casos segue o seguinte algoritmo:

1. Estimar um escoamento turbulento ($Re_B > 4,5 \times 10^5$) para definir então $C_{D_B} = 0,3$ pela Eq.2.13;
2. Resolver a Eq. 2.16 para m_{gas};
3. Calcular o volume do balão com a Eq. 2.7;
4. Calcular o raio e a área do balão em função de V_b, considerando este uma esfera perfeita;
5. Calcular Re_B com a Eq. 2.12;
   a) Se $Re > 4,5 \times 10^5$, prosseguir para próximo item;
   b) Se $Re \leq 4,5 \times 10^5$, executar o processo iterativo seguinte até que o erro entre o Re de duas iterações seja menor que 1%:
      i. Calcular novo C_{D_B} com a Eq.2.13;
      ii. Executar itens de 2 a 4;
      iii. Calcular novo Re_B com a Eq. 2.12;
      iv. Calcular erro entre o Re desta iteração e da anterior;
6. Calcular o empuxo B com a Eq. 6.1.

Os resultados deste algoritmo, juntamente com uma estimação de vento sobre o balão podem ser usados para calcular o arrasto lateral que atua no balão. Após isso a força de tração no cabo de ancoragem pode ser calculada diretamente. Para esse cálculo, o seguinte algoritmo pode ser usado:

1. Calcular Re_D com a Eq. 2.12
2. Calcular o coeficiente de arrasto C_{D_D} com a Eq.2.13
3. Calcular o arrasto D com a Eq. 2.11
4. Calcular a força de tração resultante no cabo de ancoragem com a Eq. 2.21

Um código para implementação de ambos os algoritmos pode ser visto no Apêndice B. A velocidade máxima para o vento na altitude desejada foi estimada usando dados meteorológicos disponíveis na internet. Durante um período de 10 dias, a velocidade máxima prevista para rajadas de vento na região de Brasília, local de realização dos testes, a $2\,km$ de altitude (Brasília encontra-se a $1272\,m$ do nível do mar, somado a aproximadamente $1\,km$ de altitude de voo do balão) foi de $12\,m/s$, como mostrado na Fig. 30. Tal velocidade será usada como parâmetro de entrada para os cálculos desejados. A massa utilizada para o sistema balão leva em consideração estimações para a massa da carga paga (5 kg), plataforma de liberação do paraquedas (0,658 kg, de acordo com (AMADO, 2018)), do velame (0,3 kg) e do balão (1,2 kg).

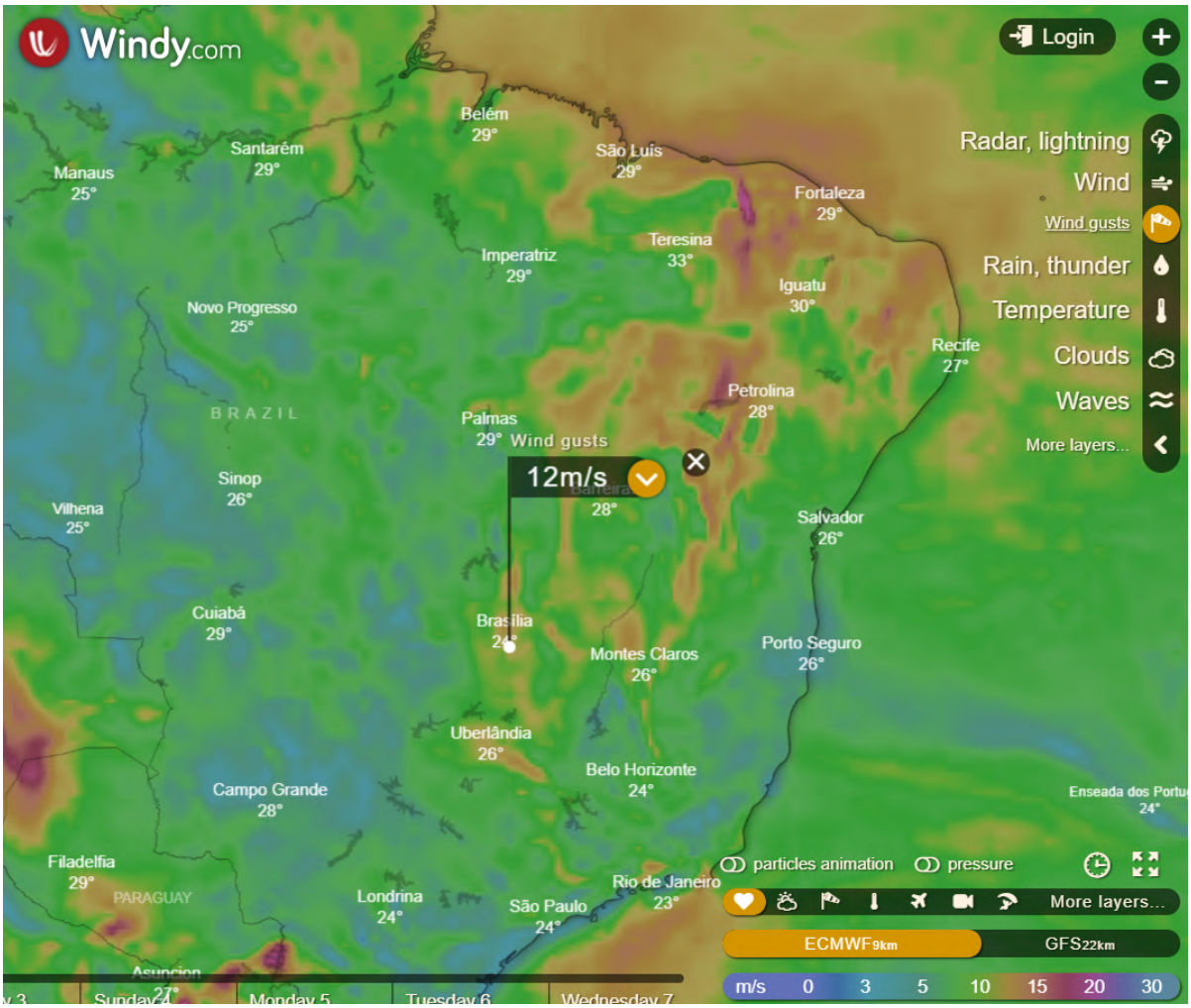


Figura 30 – Velocidade de rajada de vento máxima na região de Brasília entre 29/10/2018 e 07/11/2018. Fonte: (WINDY, Acessado em: 29 out. 2018)

A Tab. 3 mostra os principais resultados obtidos, bem como as entradas utilizadas, onde v_w é a velocidade horizontal do vento e h é altitude do balão, considerada a altitude de Brasília-DF somada à altitude de voo do balão cativo. Por meio dos resultados é possível perceber que as diferenças de temperatura em um voo com balão cativo (baixa

altitude) alteram pouco as saídas do algoritmo, de modo que o equilíbrio térmico pode ser considerado para esse tipo de missão.

Tabela 3 – Resultados selecionados do algoritmo do Apêndice B. Fonte: Tabela produzida pelo autor.

Entradas	**Saídas Eq. Térmico**	**Saídas Adiabático**
$h = 1172 + 1000\ m$	$B = 19,721\ N$	$B = 19,718\ N$
$M_{He} = 4.003\,.\,10^{-3}\ kg/mol$	$C_{D_B} = 0,3$	$C_{D_B} = 0,3$
$m_{sb} = 7,448\ kg$	$C_{D_D} = 0,3$	$C_{D_D} = 0,3$
$v_{b_z} = 8\ m/s$	$D = 44,371\ N$	$D = 44,366\ N$
$v_w = 12\ m/s$	$m_{He} = 0,290\ kg$	$m_{He} = 0,283\ kg$
	$r_b = 0,797\ m$	$r_b = 0,797\ m$
	$Re_B = 7,330\,.\,10^5$	$Re_B = 7,330\,.\,10^5$
	$Re_D = 10,995\,.\,10^5$	$Re_D = 10,995\,.\,10^5$
	$\lvert\vec{T}_{cAnc}\rvert = 48,556\ N$	$\lvert\vec{T}_{cAnc}\rvert = 48,550\ N$
	$T_{He} = 274,065\ K$	$T_{He} = 280,565\ K$
	$V_b = 2,118\ m^3$	$V_b = 2,118\ m^3$

É importante observar também que um fator determinante e de difícil estimação no cálculo das forças atuantes no balão é a velocidade do vento lateral. Para uma melhor visualização do efeito da mudança na velocidade do vento na tração no cabo, foi realizada uma simulação da tração no cabo com uma variação de velocidade do vento entre 0 e 20 m/s. A Fig. 31 mostra os resultados de tal simulação. É possível observar uma descontinuidade no gráfico para uma velocidade do vento de aproximadamente 5 m/s. Tal descontinuidade se deve à brusca alteração no coeficiente de arrasto causada pela mudança de regime do escoamento, passando de laminar a turbulento (ver Eq. 2.13).

Como dito anteriormente, a velocidade do vento considerada neste trabalho será igual a $12\,m/s$, de modo que a tração máxima no cabo será igual a $48,6\,N$. Por fim é necessário aplicar um fator de segurança no dimensionamento do guincho. Será usado aqui um fator de segurança igual a 5, o mesmo fator de segurança utilizado para cabos de aço em guinchos (CIMAF, 2009). Desse modo, o cabo de ancoragem deve possuir um limite de resistência a tração de pelo menos $243\,N$.

6.1.2 Dimensionamento do mecanismo de recolhimento

O mecanismo de recolhimento será composto por dois elementos principais: motor e carretel. O dimensionamento inicial do motor parte da Eq. 2.24, que permite o cálculo de sua potência mínima. Após isso, usando a mesma equação, devem ser considerados velocidade angular e torque que atendam aos requisitos de projeto. Seguindo os requisitos traçados na seção 4.1 ($l_{cAnc} = 1000\,m$ e $t_{max_{rec}} = 1\,h = 3600\,s$) e o resultado principal da

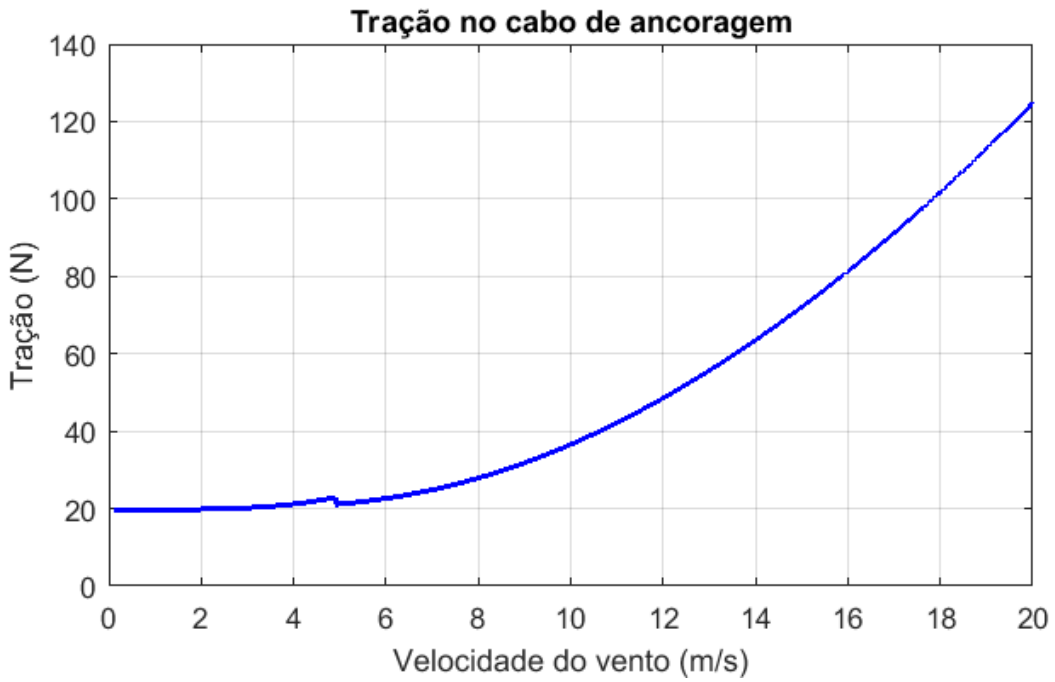


Figura 31 – Tensão no cabo de ancoragem em função da velocidade do vento. Fonte: Figura produzida pelo autor

Tabela 3 multiplicado pelo fator de segurança ($|\vec{T}_{cAnc}| = 243\,N$):

$$W_{guincho} \geq 243\,\frac{1000}{3600} = 67,5\,W = 0,09\,hp \tag{6.2}$$

Por outro lado, a definição do raio de eixo do carretel deve ser feita em função do motor a ser utilizado, de modo que ele atenda às Eq. 2.22 e 2.23. Resolvendo tais equações para r_{eixo}, é possível escrever então:

$$r_{eixo} \leq \frac{\tau_{guincho}}{|\vec{T}_{cAnc}|} \tag{6.3}$$

$$r_{eixo} \geq \frac{l_{cAnc}}{t_{max_{rec}}\,\omega_{guincho}} \tag{6.4}$$

Por fim, é importante ressaltar que motores, sejam eles elétricos ou a combustão, geralmente possuem alta velocidade angular e torque relativamente baixo. Por isso, é importante que o motor do guincho possua um sistema motorredutor, conjunto de engrenagens que aumenta o torque de motores reduzindo sua velocidade angular. Além de aumentar o torque, garantindo assim que o guincho consiga vencer a força de tração no cabo, é importante que a velocidade angular do eixo seja reduzida, pois uma velocidade muito alta pode causar problemas no enrolamento do cabo de ancoramento no carretel (ver Fig. 25).

6.2 SISTEMA DE RECUPERAÇÃO DA CARGA PAGA

6.2.1 Geometria do velame

A definição da geometria de um velame para paraquedas *ram-air* passa por uma série de fatores, como a definição do perfil de asa adequado, a escolha do tamanho e ângulo de abertura do bordo de ataque, dentre outros. Entretanto, como explicado na seção 4.2, estes e outros parâmetros específicos são importantes para o projeto e construção de velames, que não são o foco deste trabalho. Nesta seção serão definidos os parâmetros principais para a escolha de um paraquedas comercial que atenda aos requisitos impostos na seção 4.1. Com esse objetivo, serão utilizados para o dimensionamento do velame os parâmetros definidos na seção 2.4.1. Unindo os limites de alongamento e carga alar obtidos por meio das referências bibliográficas às Eq. 2.30 e 2.32, é possível escrever:

$$1,9 \leq AR \leq 3 \;\rightarrow\; 1,9 \leq \frac{b^2}{S} \leq 3 \tag{6.5}$$

$$4\,kg/m^2 \leq WL \leq 6\,kg/m^2 \;\rightarrow\; 4 \leq \frac{m}{S} \leq 6 \tag{6.6}$$

Considerando um paraquedas retangular (tal que $S = bc$), as Eq. 6.5 e 6.6 permitem a restrição da faixa de possibilidades para escolha da corda e da envergadura do velame em função da massa do sistema paraquedas. Sabe-se que a massa do LAICAnSat varia em função da missão, se mantendo comumente entre 3 e 5 kg. Utilizando a massa média (4 kg), é possível definir a faixa de dimensões recomendadas para o velame do paraquedas. Foi criado um algoritmo simples para mostrar esses limites graficamente, como pode ser visto na Fig. 32. O algoritmo utilizado para isso, bem como gráficos para outras massas de carga paga encontram-se no Apêndice C.

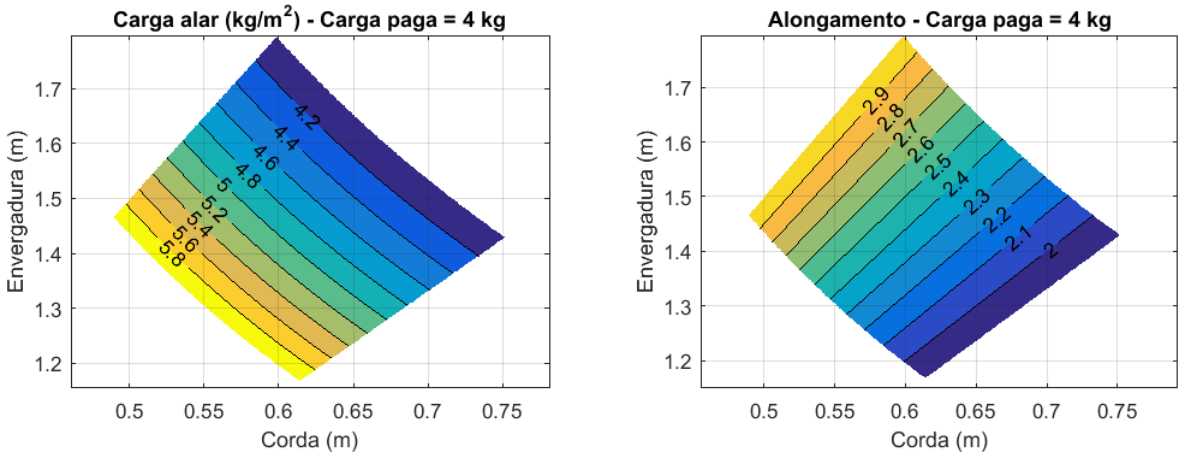


Figura 32 – Faixa de envergadura e corda possíveis para uma carga paga de 4 kg. Fonte: Figura produzida pelo autor

6.2.2 Comunicação e controle

Já definido como requisito na seção 4.1, o controle do sistema de recuperação será feito via radiocontrole. É importante destacar que isso é irrealizável em missões de alta altitude devido às limitações de alcance do rádio. Nesse caso, é necessária a utilização de um sistema de controle autônomo em malha fechada, que processe as informações de sensores de atitude e posição para calcular a atuação necessária nas linhas de freio. Isso encontra-se fora do escopo deste trabalho (ver seção 4.2), o qual, no que tange ao controle do sistema de recuperação, limita-se a definir um sistema eletromecânico de atuação e testar sua eficácia em missões com balão cativo. É contudo fundamental que o radiocontrole possua um alcance de pelo menos 2 km, guardando assim uma margem de segurança para o trabalho com balão cativo.

Assim, a comunicação com o sistema de recuperação da carga paga será realizada utilizando um radiocontrole em solo e um receptor junto à carga paga. O receptor deve ser conectado aos atuadores (servomotores), que são conectados às linhas de freio. A Fig. 33 ilustra o fluxo de informação em um comando de atuação. Desse modo, ao enviar um comando de guinada no sentido anti-horário, por exemplo, o atuador deve puxar as linhas de freio do lado esquerdo, executando assim o movimento descrito na terceira posição da Fig. 20.

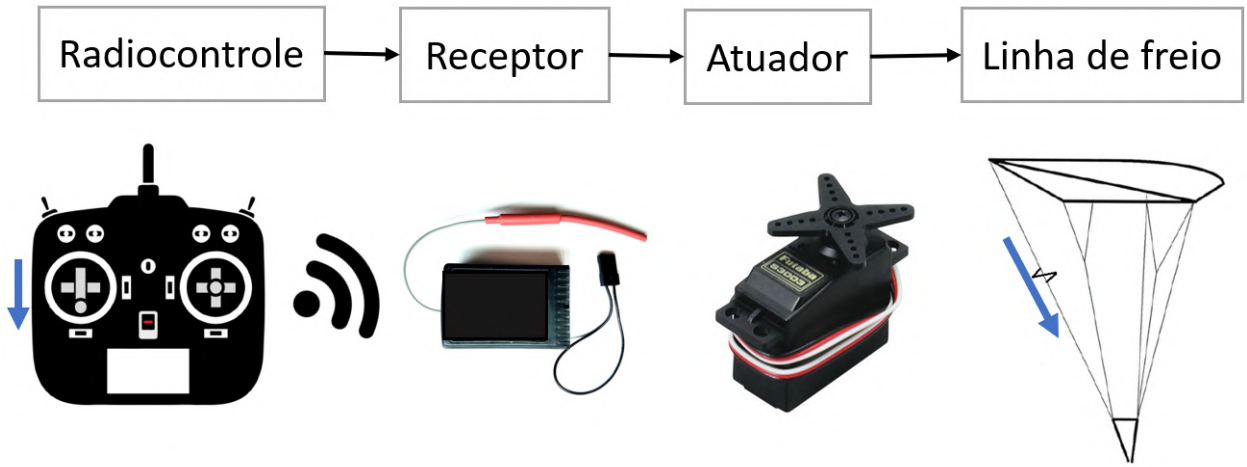


Figura 33 – Fluxo de informação em um comando de atuação. Fonte: Figura produzida pelo autor

7 PROJETO DETALHADO

Neste capítulo serão detalhadas as soluções finais desenvolvidas, com base nos cálculos e resultados anteriormente obtidos.

7.1 SISTEMA BALÃO

7.1.1 Escolha do balão adequado

Balões meteorológicos são normalmente classificados em função de suas massas vazios. Um balão de 600 g, por exemplo, possui uma massa igual a 600 g quando está completamente vazio. Apesar de não divulgarem facilmente a espessura dos balões, os fabricantes informam que balões de uma mesma linha possuem sempre a mesma espessura nominal, de modo que a variação em massa se deve a diferenças no diâmetro do balão não inflado. Desse modo, espera-se que, quanto maior a massa de um balão, o mesmo estoure a uma altitude também maior, visto que seu diâmetro de estouro (diâmetro máximo atingido pelo balão) também será maior. A Tab. 4 mostra uma comparação de balões meteorológicos de três tamanhos diferentes, todos do mesmo fornecedor.

Tabela 4 – Comparativo de características de balões meteorológicos. Fonte: Dados compilados de (Mundo Clima, Acessado em: 25 jun. 2019)

Tamanho (g)	**Diâmetro de estouro** (m)	**Volume máximo de gás indicado** (m^3)	**Altitude de estouro estimada** (km)
600	6	6	22,9 - 28,5
800	7	6	26 - 32
1200	9	6	28 - 34

Por possuir as melhores características e nenhum problema sério aparente (além do preço superior), o balão escolhido foi o de 1200 g. O maior problema identificado é o aumento da dificuldade de montagem e inflação do balão, por ser mais pesado e principalmente por ser maior. Entretanto, tal dificuldade não representa um empecilho significativo à utilização desse modelo.

7.1.2 Cilindros de hélio necessários para missões

Como pode ser visto na Tab. 3, a massa de hélio necessária para encher um balão, com as estimativas de carga feitas, é igual a 0,29 kg. Ao partir para a realização das missões, é indicado que se leve uma massa de gás hélio acima do mínimo necessário, pois normalmente as bases de lançamento são em locais afastados e dificilmente seria possível

encontrar mais gás caso ocorra algum problema. No caso de missões com balão cativo, nas quais em teoria um único balão pode ser usado inúmeras vezes, é recomendado que se leve pelo menos três vezes mais gás que o necessário, resultando assim em uma massa de gás mínima igual a 0,87 kg para o caso calculado na Tab. 3. Em missões de alta altitude, recomenda-se uma quantidade mínima de gás em função do número de lançamentos a ser realizado, obviamente. No caso de ser realizado apenas um lançamento, recomenda-se também que haja disponibilidade de uma massa de gás pelo menos três vezes superior ao mínimo necessário. No caso de múltiplos lançamentos, pode-se multiplicar a massa necessária por um fator de 1,5. Desse modo, em uma missão com dois lançamentos, por exemplo, estaria disponível uma massa de gás suficiente para realizar três lançamentos, enquanto em uma missão com seis lançamentos, existiria disponível uma massa de gás capaz de inflar nove balões. É importante ressaltar que esse valor não foi obtido em nenhum referencial bibliográfico, sendo apenas um valor de referência baseado nas experiências do autor e da equipe de trabalho.

Definida a massa de gás a ser levada, é necessário que seja calculada a quantidade de cilindros que contém tal massa de gás hélio. Cilindros de hélio normalmente são vendidos de acordo com o volume equivalente de He à pressão atmosférica e temperatura ambiente. Por exemplo, um cilindro com volume nominal de 9 m^3 possui massa de gás hélio equivalente a um volume de 9 m^3, em uma pressão de 101,325 kPa e 15 ^oC. Considerando o He um gás ideal, é possível estimar, pela equação de estado dos gases ideais, a massa contida em um cilindro desse tipo, sabendo que a constante universal do hélio é 2076,9 $J/kg.K$:

$$m_{gas_{cilNovo}} = \frac{P_{atm}\, V_{gas}}{R\, T_{cil}} \tag{7.1}$$

$$m_{gas_{cilNovo}} = \frac{101,325 \times 10^3 \times 9}{2076,9 \times 288.16} = 1,524kg \tag{7.2}$$

Esse cálculo é feito com o cilindro completamente cheio, com a pressão de venda. Caso o cilindro já tenha sido parcialmente usado em missões anteriores, deve-se calcular a massa de gás presente no cilindro. Com esse objetivo, é possível usar $m_{gas_{cilNovo}}$ e a pressão interna de venda do cilindro para calcular seu volume interno (propriedade normalmente não fornecida pelos fornecedores). Entretanto, devido à alta pressão interna do cilindro, não é possível utilizar a equação dos gases ideais para esse cálculo. A Eq. 7.3 é específica para calcular a densidade do He em altas pressões (PETERSEN, 1970). Conhecidas densidade e massa, é possível facilmente calcular o volume interno do cilindro.

$$\rho_{He} = \frac{m_{gas_{cilNovo}}}{V_{cil}} = 48.14\frac{P_{cil}}{T_{cil}}\left(1 + 0.4446\,\frac{P_{cil}}{T_{cil}^{1,2}}\right)^{-1} \tag{7.3}$$

Com o volume interno calculado, é possível usar novamente a Eq. 7.3, dessa vez com a pressão atual no cilindro e assim calcular a massa de gás hélio presente no cilindro.

Um algoritmo simples para execução desse cálculo pode ser visto no Apêndice E. Além disso, o algoritmo calcula, usando a mesma equação, a pressão final do cilindro após encher um balão com uma massa $m_{He_{Balão}}$ de He. O cálculo de tal pressão define o momento de fechar o cilindro de gás hélio, permitindo assim uma maior precisão na quantidade de gás a inserido no balão. A Tab. 5 mostra resultados de um cálculo usando esse algoritmo, com as entradas e saídas.

Tabela 5 – Entradas e saídas do algoritmo do Apêndice E. Fonte: Tabela produzida pelo autor.

Entradas	**Saídas**
$P_{venda} = 200\,bar$	$m_{He_{atual}} = 1,162\,kg$
$V_{nominal} = 9\,m^3$	$P_{final} = 110,748\,bar$
$P_{atual} = 150\,bar$	
$m_{He_{Balão}} = 0,29\,kg$	

Assim, um cilindro com $V_{nominal}$ de 9 m^3 e pressão nominal de venda igual a 200 bar, possui uma massa de He igual a 1,162 kg se estiver a 150 bar. Para encher um balão com 0,29 kg de gás hélio, deve-se abrir a válvula do cilindro para encher o balão e fechá-la quando a pressão interna no cilindro atingir 110,748 bar.

7.1.3 Balão cativo - Sistema de ancoragem e recolhimento

Cabo de ancoragem

O cabo de ancoragem a ser utilizado, como calculado na seção 6.1.1, deve possuir resistência a tração de pelo menos $48,6\,N$[1]. Aplicando um fator de segurança igual a 5, como o recomendado, o limite de resistência a tração do cabo deve ser de pelo menos $243\,N$. Foram pesquisadas linhas de pesca que atendessem a tais requisitos, visto que elas possuem grande resistência e baixa densidade. Optou-se por uma linha multifilamento, formada por fibras de polietileno trançadas ao longo de todo seu comprimento. Esse tipo de linha possui uma maior resistência à tração que as linhas de pesca tradicionais, feitas em monofilamento de náilon. Duas linhas foram elencadas como possíveis soluções, ambas com quatro filamentos, a primeira possuindo diâmetro de $0,4\,mm$ e a segunda com diâmetro de $0,8\,mm$. A mais esbelta tem um limite de resistência a tração nominal igual a 34,5 kgf (338,4 N), enquanto a de maior diâmetro possui limite de resistência a tração nominal igual a 68 kgf (667,1 N). Esses limites de resistência à tração serão testados no Capítulo 8, para que uma das linhas possa então ser escolhida. A Fig. 34 mostra as linhas selecionadas.

[1] Como mostrado na Fig. 31, a tração no cabo de ancoragem varia muito em função da velocidade do vento local, de modo que tal valor calculado aplica-se apenas para a localidade e época do ano em questão. É extremamente importante que antes de utilizar o sistema de balão cativo seja verificada a carta de ventos local e as previsões de rajadas ao longo do dia.

Figura 34 – Linhas multifilamento selecionadas para o cabo de ancoragem. Diâmetro de 0,4 mm à esquerda e 0,8 mm à direita. Fonte: Adaptado de (Ribeirão da Pesca, Acessado em: 25 jun. 2019)

Mecanismo de recolhimento

A seleção do motor a ser usado no sistema de recolhimento usou como critério inicial a potência mínima necessária (0,09 hp) e a existência de um sistema motorredutor (já montado no motor ou passível de adaptação), essencial para o bom funcionamento do guincho, como já explicado anteriormente. Além disso, é fundamental que haja um mecanismo inversor de sentido de giro do eixo do guincho, de modo que seja possível enrolar e desenrolar o cabo de ancoragem. Tal mecanismo pode ser um inversor de corrente em motores elétricos ou uma caixa de transmissão em motores à combustão. Usando tais critérios, foi selecionado um motor elétrico de 0,75 hp, 220 Vca com sistema motorredutor acoplado e inversor incluso, o qual pode ser visto na Fig. 35. A potência do motor é evidentemente muito superior à potência mínima necessária, mas tal grande diferença não representa um problema, pois o motor, que possui saída de torque constante e igual a 91 $N.m$, possui um controlador de velocidade angular, que permite variações entre 0 e 102 rpm. O controle de velocidade é o grande diferencial do modelo, pois permite que a velocidade de desenrolamento do cabo seja igual à velocidade de subida do balão, como explicado na seção 5.

Decidiu-se fazer uso de um carretel e mancal utilizados em guinchos automotivos no mecanismo de recolhimento. Esse carretel possui diâmetro interno de 30 mm e externo de 92 mm, além de um comprimento interno de 70 mm. A Fig. 36 mostra o carretel e o mancal a serem adaptados.

A acoplagem do motor com o carretel não pode ser feita diretamente, visto que o eixo do motor possui travamento com chaveta, enquanto o carretel apresenta travamento do tipo engrenagem. Desse modo, os elementos não poderiam ser conectados diretamente e foi projetado um adaptador para os eixos. A Fig. 37 mostra em detalhes o eixo do motor no canto superior esquerdo, o eixo do carretel no canto superior direito e o adaptador para

Figura 35 – Motor selecionado para sistema de recolhimento do balão. Fonte: (Motoredutor Club, Acessado em: 25 jun. 2019)

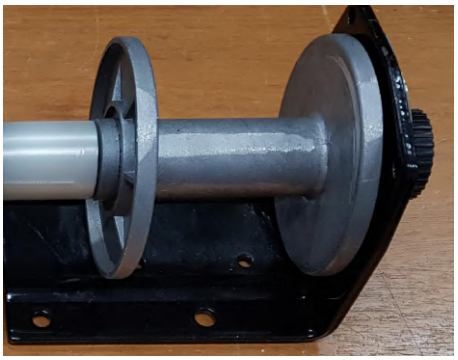


Figura 36 – Carretel e mancal utilizados no mecanismo de recolhimento. Fonte: Figura produzida pelo autor

acoplagem na parte inferior. No canto inferior esquerdo é mostrada a conexão para o eixo do motor e no canto inferior direito é mostrada a conexão para o eixo do carretel.

Após definir a geometria do adaptador, era importante que a definição do material e do método de fabricação do adaptador. A opção inicial, que poderia ser facilmente fabricada, era a manufatura aditiva em PLA. Para analisar essa possibilidade, foi realizada uma simulação estática no *software* ANSYS Workbench. O torque utilizado foi o máximo calculado (11 $N.m$) e as propriedades do material foram definidas considerando as características da impressão realizada, sendo elas 1250 kg/m^3 de densidade, módulo de Young igual $3,450.10^9$ Pa e tensão de ruptura igual a $5,401.10^7$ Pa (LETCHER; WAYTASHEK, 2014). Os resultados obtidos mostraram que o PLA é suficiente para as necessidades do projeto, apresentando um fator de segurança igual a 3,9, pois a tensão máxima simulada foi de $1,376.10^7$ Pa, como mostra a Fig. 38.

Definido o acoplamento do motor ao carretel, é necessário o projeto de um suporte para o motor que garanta o alinhamento do mesmo ao carretel. Também se faz necessário o projeto de um mancal secundário que apoie o outro lado do carretel, garantindo estabilidade e rigidez para o sistema como um todo. A Fig. 39 mostra o projeto do suporte para o motor e do mancal.

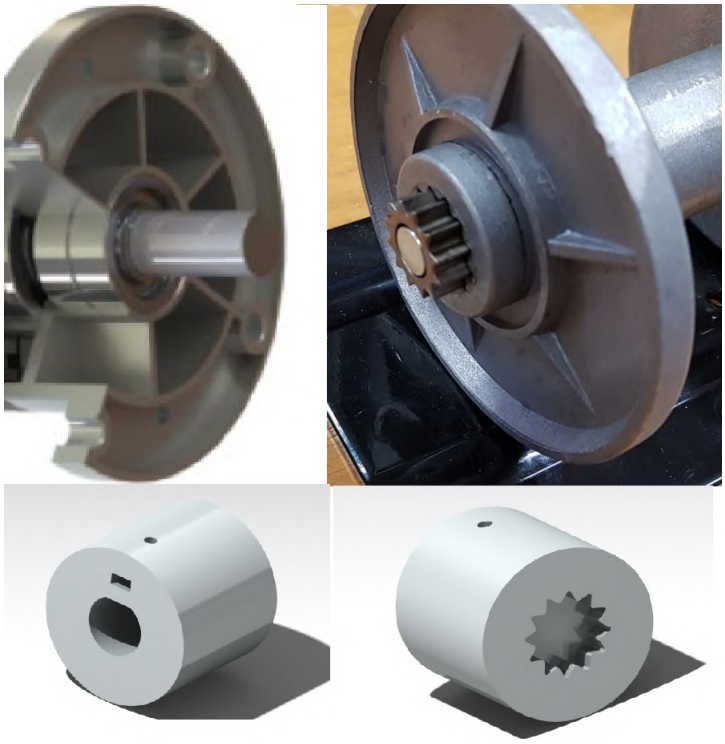


Figura 37 – Adaptador para conexão do motorredutor ao carretel. Fonte: Figura produzida pelo autor

7.2 SISTEMA DE AQUISIÇÃO DE DADOS E COMUNICAÇÃO

O sistema de aquisição de dados e comunicação é formado por dois subsistemas diferentes, um na plataforma do balão e outro no LAICAnSat. As seções a seguir descrevem brevemente os dispositivos a serem utilizados.

7.2.1 Plataforma do balão

A plataforma do balão, projetada pela equipe do LODESTAR, é responsável por adquirir e transmitir dados e pela ejeção do LAICAnSat. Nela estão presentes um módulo APRS (*Automatic Packet Reporting System*), um módulo de rádio, um Arduino, um sensor de pressão e um mecanismo de *scotch-yoke* movido por servomotor.

O APRS é uma rede mundial de rádio amador para comunicação e transmissão de dados em tempo real. Os dados transmitidos tradicionalmente envolvem posicionamento GPS, dados meteorológicos e/ou mensagens de texto. O dispositivo APRS utilizado no satélite é um APRS BeeLine GPS 2M HP, que possui módulo e antena GPS, amplificador e TNC (*Terminal Node Controller*), dispositivo que implementa os protocolos para comunicação pelo sistema APRS. Devido a regras da rede mundial, os dados só podem ser transmitidos via APRS a cada 5 segundos, de modo que esse módulo é utilizado principalmente como um *back-up*, enviando dados de posição para a rede mundial. A Fig. 40

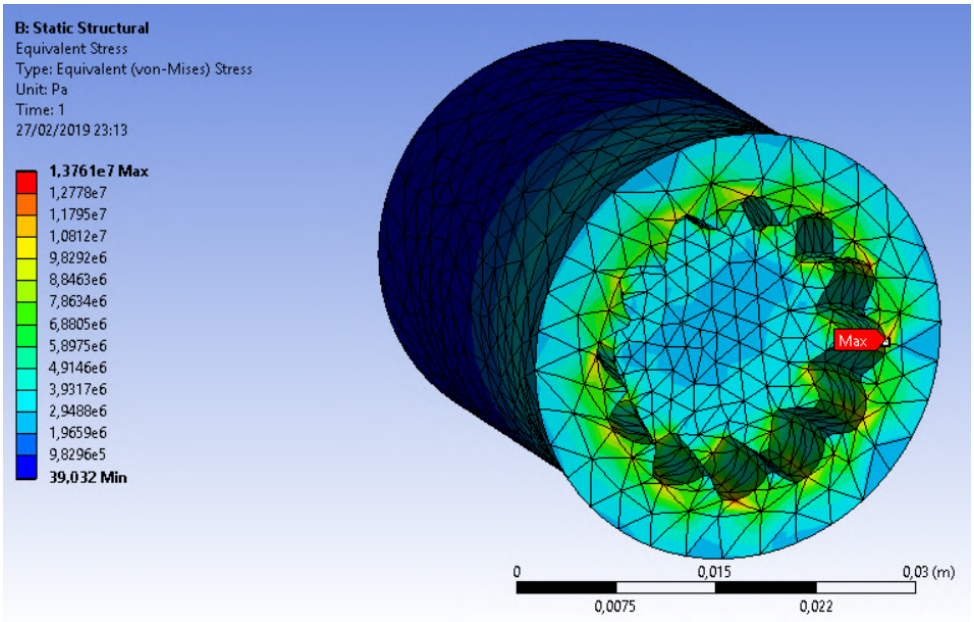


Figura 38 – Simulação do adaptador do carretel sujeito a um torque de 11 N.m. Fonte: Figura produzida pelo autor

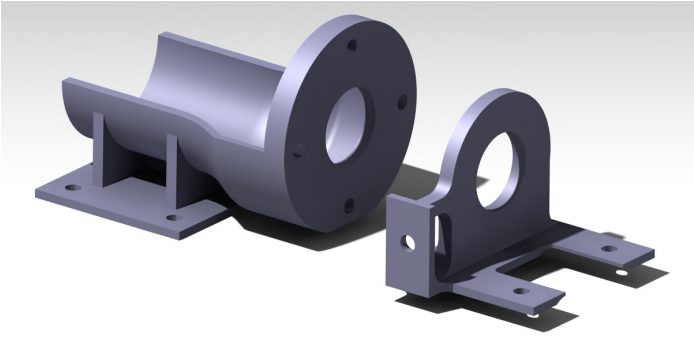


Figura 39 – Suporte do motor à esquerda e mancal do carretel à direita. Fonte: Figura produzida pelo autor

mostra o módulo selecionado.

O módulo de rádio é o responsável pela comunicação efetiva da estação de solo com a plataforma do balão. O módulo selecionado foi um XBee Pro, da *Digi International*, que trabalha em uma frequência de 900 MHz. O Arduino é uma plataforma de prototipagem eletrônica de código aberto amplamente utilizada e é o "computador de bordo"do módulo. O sensor de pressão (BMP180) capta dados de pressão atmosférica e os envia para o Arduino, que os converte em altitude, e envia via XBee para a estação de solo. Ao atingir a altitude desejada, a estação de solo envia um telecomando ao Arduino (também via XBee) que aciona o servomotor ejetando o LAICAnSat. A Fig. 41 mostra a plataforma já montada.

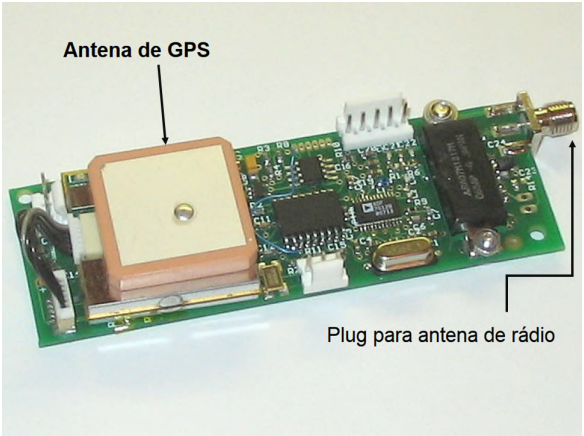


Figura 40 – APRS BeeLine GPS 2M HP, utilizado na plataforma do balão. Fonte: Adaptado de (AMADO, 2018)

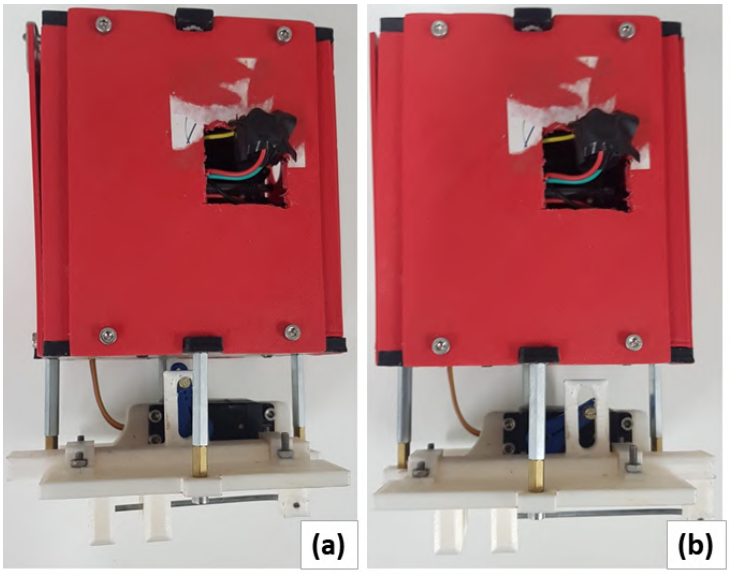


Figura 41 – Plataforma do balão montada, com o subsistema de ejeção (a) fechado e (b) aberto. Fonte: Figura produzida pelo autor

7.2.2 LAICAnSat

O subsistema de aquisição de dados e comunicação do LAICAnSat 6.2 é composto pelos seguintes módulos, que representam basicamente toda sua eletrônica: um redutor de tensão, um receptor de rádio, um sensor de pressão, um módulo SD, um Arduino e um módulo GPS com antena.[2] Todos esses componentes são mostrados na Fig. 42.

O redutor de tensão (LM2596) é utilizado para reduzir a tensão da bateria utilizada ($6,67\,V$) para a tensão necessária para todos os módulos utilizados ($5\,V$). O sensor de pressão (BMP085) mede a pressão atmosférica e envia os dados para o Arduino via

[2] O subsistema de aquisição de dados primeiramente projetado era composto por um microcomputador de placa única (Raspberry PI 2B) e uma placa controladora de drones (NAVIO2), entretanto esse subsistema sofreu danos irreparáveis em um teste e teve de ser substituído

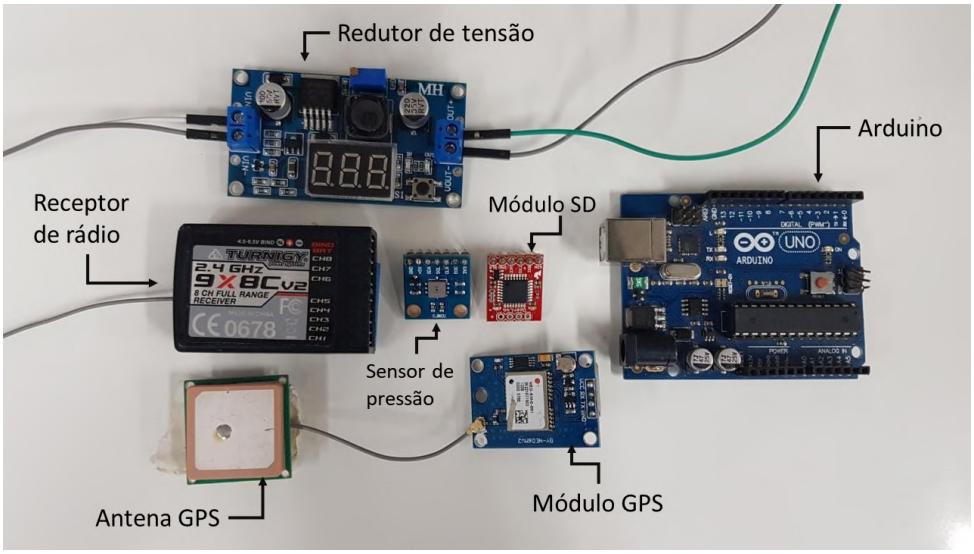


Figura 42 – Componentes eletrônicos do sistema de aquisição de dados e comunicação do LAICAnSat. Fonte: Figura produzida pelo autor

protocolo I2C. Da mesma maneira, o módulo GPS envia para o Arduino (via protocolo UART) alguns dos dados coletados: latitude, longitude, data e hora UTC. Esses dados são diretamente enviados para o módulo SD (Sparkfun Openlog Serial SD Logger) via protocolo UART, que os salva em um arquivo de texto para posterior processamento. Nisso se resume o sistema de aquisição de dados.

Como explicado no capítulo 6, a comunicação entre a estação de solo e o LAICAnSat será feita por meio de um radiocontrole em terra e um receptor de rádio embarcado, o qual deve estar conectado aos atuadores do velame. O radiocontrole selecionado foi um Turnigy 9X V2. Tal escolha foi feita por conveniência, pois o projeto já possuía um rádio do tipo disponível para uso, de modo que seria necessária a aquisição apenas de um receptor adequado.

O receptor escolhido para compra foi o original do rádio, garantindo assim boa comunicação e compatibilidade. A Fig. 43 mostra o receptor (menor, à direita) juntamente com o radiocontrole escolhido. Tal receptor (assim como o radiocontrole) é de 9 canais, mais que o suficiente para o projeto, que possui apenas três atuadores (freios direito e esquerdo e abertura do paraquedas). Cada canal pode enviar comandos para um atuador diferente, de modo que apenas três canais serão usados. Embora não conste no manual do produto o seu alcance, usuários descrevem que já utilizaram o mesmo conjunto em distâncias de até 3 km, o que satisfaz às necessidades do projeto.

Figura 43 – Radiocontrole selecionado para comunicação entre estação de terra e atuadores do paraquedas. Fonte: (Drone Up Lift, Acessado em: 25 jun. 2019)

7.3 SISTEMA DE RECUPERAÇÃO

7.3.1 Velame *ram-air*

A escolha do velame baseou-se principalmente na Fig. 32, que mostra a região geométrica de envergadura e corda média na qual o velame deve estar. Entretanto, foram enfrentadas grandes dificuldades para encontrar fornecedores de velames com tais dimensões. Fabricantes profissionais normalmente estão direcionados a grandes cargas, enquanto fabricantes amadores, que manufaturam velames para modelismo, fabricam poucos modelos, sendo voltados para um público que carrega cargas específicas. Dois velames de diferentes geometrias foram selecionados para ser testados, e são mostrados na Fig. 44.

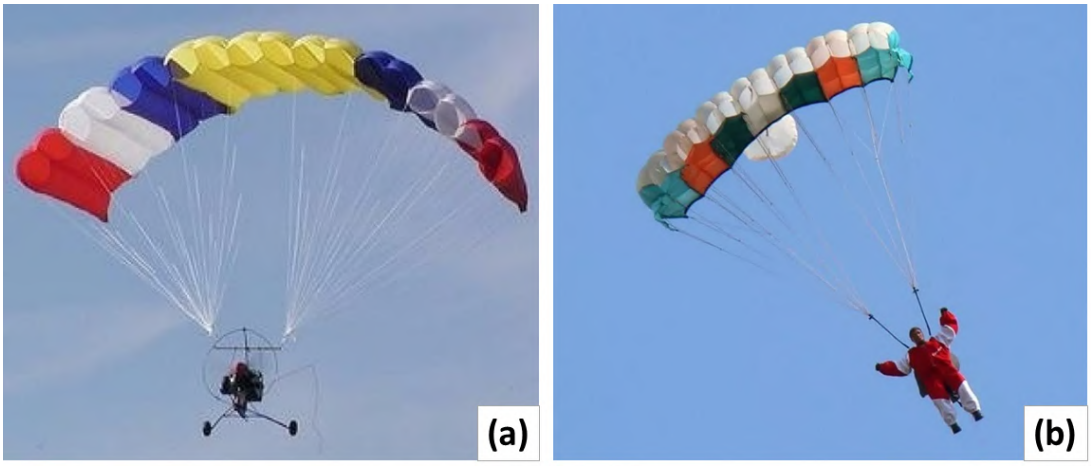


Figura 44 – Velames *ram-air* selecionados para o sistema de recuperação. Fonte: Figuras fornecidas pelos fabricantes

Por terem sido selecionados dois velames diferentes, eles serão nomeados de velame (a) e velame (b) a partir daqui, de acordo com o mostrado na Fig. 44. A seguir serão

analisadas características técnicas e cumprimento de requisitos de cada um dos velames selecionados.

Velame (a)

Inicialmente é importante dizer que o velame (a), mostrado na Fig. 44 (a), não é um velame de paraquedas, mas sim de paramotor (um tipo de parapente motorizado). Suas dimensões planas são 1,7 m de envergadura e 0,56 m de corda. Sendo retangular, sua área é igual a 0,952 m^2. Apesar da busca por um velame de paramotor com o menor alongamento possível, ele possui um alongamento ligeiramente superior ao recomendado (3,036, enquanto o máximo recomendado é 3), como era de se esperar de um velame para paramotor. Para que tal velame respeite os limites de carga alar, a carga total deve estar entre 3,8 e 5,7 kg. Supondo que a massa do velame seja de aproximadamente 300 g, a massa de carga paga deve ser:

$$3,5\ kg \leq m_{cargaPaga_a} \leq 5,2\ kg \tag{7.4}$$

Com o objetivo de verificar se o requisito de velocidade vertical terminal imposto na seção 4.1 pode ser satisfeito pelo velame (a), foi realizado uma pequena simulação da velocidade terminal para diferentes cargas pagas. Em tal simulação, cujo código pode ser visto no Apêndice D, foi estimado um coeficiente de sustentação igual a 0,4 (COCKRELL, 1987), uma razão de planeio de 3:1 e uma massa do velame igual a 300 g. O resultado obtido pode ser visto na Fig. 45 e permite concluir que o velame atende aos requisitos, desde que seja respeitada uma carga paga máxima igual a 5,65 kg, com a qual o sistema tocaria o solo na velocidade máxima permitida (5 m/s).

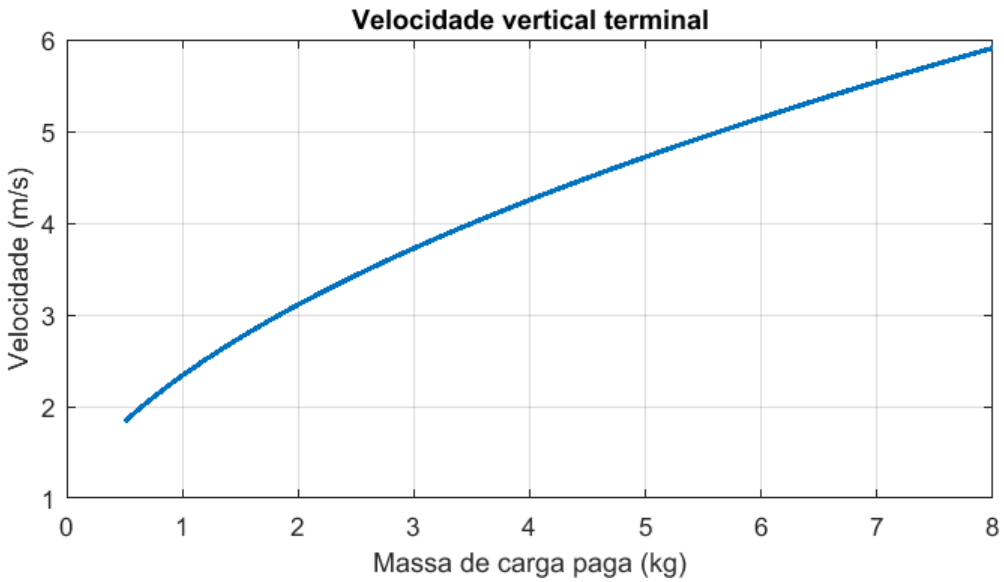


Figura 45 – Velocidade vertical terminal estimada para o velame (a). Fonte: Figura produzida pelo autor

É importante também definir bem o posicionamento horizontal do CG em conjunto com sua posição vertical, pois isso é fundamental para obter um AOA de equilíbrio adequado (ver Eq. 2.34 e Fig. 17). Sabendo disso, foi realizada um cálculo com parâmetros aerodinâmicos estimados para dimensionar a posição ideal do CG. Considerou-se que AOA desejáveis (evitando *stall* e um colapso) são entre $3\,^\circ$ e $10\,^\circ$ e a Eq. 2.34 foi calculada para d_0 (posição horizontal do CG, partindo do bordo de ataque) variando de $0\,m$ a $0,1\,m$ e para h_0 (distância vertical do CG ao AC) variando de $0,6\,m$ a $1,1\,m$. O resultado dessa simulação é mostrado na Fig. 46, e se mostra coerente com o esperado, um pouco à frente do AC (considerado a $0,13\,m$) para h_0 com comprimentos factíveis.

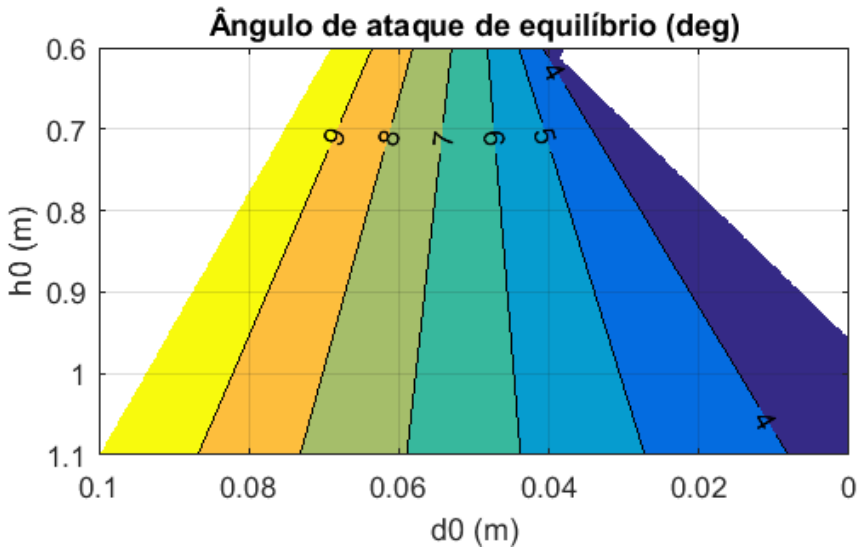


Figura 46 – AOA de equilíbrio em função de d_0 e h_0 usando parâmetros estimados. Fonte: Figura produzida pelo autor

Por ser um velame para paramotor, suas linhas de sustentação são originalmente posicionadas à frente do bordo de ataque, o que levaria a um AOA negativo segundo a Eq. 2.34. Isso se deve às características do veículo para o qual o velame é destinado, que não permitem o uso dessa equação. Como o paramotor gera um empuxo na direção do movimento, ele que cria um momento de arfagem positivo em torno do AC, o que compensa o momento negativo criado pelo CG muito à frente e equilibra o sistema com um AOA positivo. Assim, para que o velame (a) possa ser utilizado como um paraquedas, suas linhas de sustentação precisam todas ser refeitas. Para isso, foi feito um modelo simplificado do velame em CAD de modo que as linhas pudessem ser dimensionadas para posicionar o CG na posição $h_0 = 0,85\,m$ e $d_0 = 0,02\,m$ (o que geraria um $\alpha_{eq} = 3,6\,^\circ$). A Fig. 47 mostra o modelo criado, que permitiu medir o comprimento ideal das linhas.

Velame (b)

O velame (b), mostrado na Fig. 44 (b), por sua vez, é um velame próprio para paraquedas. Suas dimensões planas são $1,0\,m$ de envergadura e $0,6\,m$ de corda. Sendo

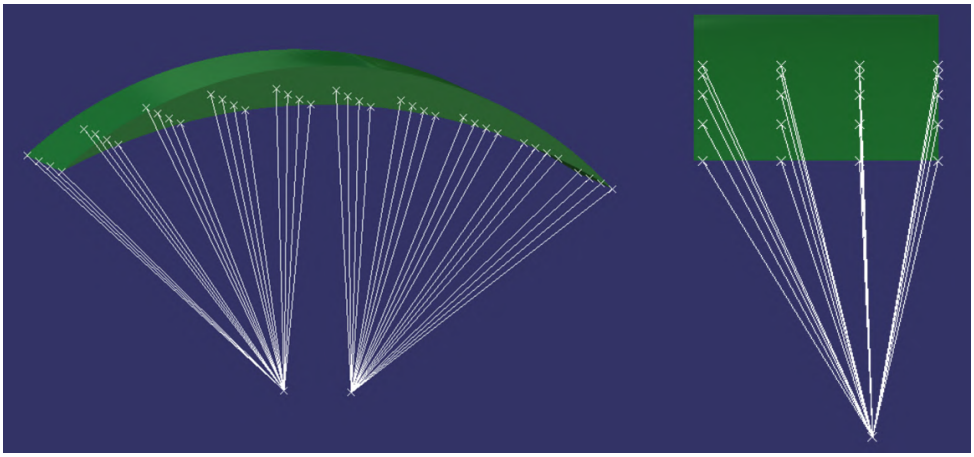


Figura 47 – Modelo criado para reposicionamento do CG. Fonte: Figura produzida pelo autor

retangular, sua área é igual a $0,6\,m^2$. Ao contrário do ocorrido com o velame (a), o velame (b) possui um alongamento de 1,7, um pouco abaixo do mínimo recomendado (1,9). Para que tal velame respeite os limites de carga alar, a carga total deve estar entre 2,4 e 3,6 kg. Supondo que a massa do velame seja de aproximadamente 200 g, a massa de carga paga deve ser:

$$2,2\ kg \leq m_{cargaPaga_b} \leq 3,4\ kg \tag{7.5}$$

Semelhantemente ao realizado para o velame (a), com o objetivo de verificar se o requisito de velocidade vertical terminal imposto na seção 4.1 pode ser satisfeito pelo velame (b), foi calculada a velocidade terminal para diferentes cargas pagas. Os mesmos parâmetros foram utilizados, com exceção da massa do velame e de suas dimensões. O resultado obtido pode ser visto na Fig. 48 e permite concluir que o velame atende aos requisitos, desde que seja respeitada uma carga paga máxima igual a 3,55 kg, com a qual o sistema tocaria o solo na velocidade máxima permitida (5 m/s).

Por ser próprio para uso em paraquedas, o velame (b) não precisou passar por ajustes de posicionamento do CG como o velame (a).

7.3.2 LAICAnSat

Atuadores

O mecanismo de controle consiste em dois atuadores: o primeiro é o de atuação no velame, responsável por atuar nas linhas de freio, diminuindo e aumentando o ângulo de ataque, seja em apenas um lado do velame (para a execução de curvas) ou dos dois lados (para a diminuição da velocidade). O segundo atuador é o de abertura do paraquedas, responsável por liberar o velame para que o mesmo possa inflar e reduzir a velocidade de queda.

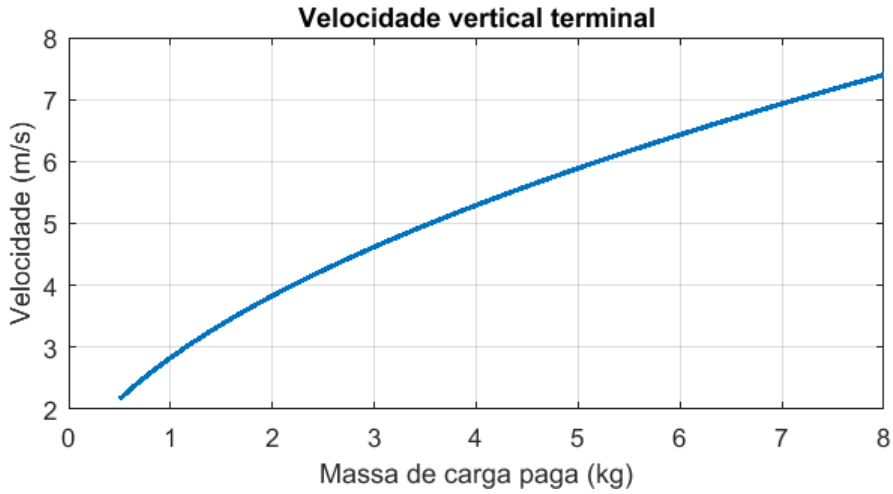


Figura 48 – Velocidade vertical terminal estimada para o velame (b). Fonte: Figura produzida pelo autor

Atuação no velame

A atuação no velame será realizada por meio de dois servomotores, sendo cada servomotor responsável pelo acionamento de uma linha de freio. Servomotores são basicamente motores que, por meio de um conjunto de engrenagens interno, permitem o controle da posição angular de seu eixo. Assim como no caso do radiocontrole, o LAICA já possuía servomotores que atendessem aos requisitos do projeto, a Fig. 49 mostra o servomotor selecionado: um HS-785HB. Esse motor, fabricado com engrenagens internas de metal, possui torque máximo de $13,2\,kg.cm$ e velocidade angular igual a $257,1\,°/s$. Além disso, a maioria dos servomotores possui uma faixa de giro limitada, alguns variando de 0 a $180\,°$ e outros de 0 a $360\,°$. Este servomotor, por sua vez, é capaz de controlar sua posição angular de 0 a $2826\,°$, o equivalente a 7,5 voltas.

Figura 49 – Servomotor selecionado para atuação no controle do paraquedas. Fonte: (SERVOCITY, Acessado em: 25 jun. 2019)

Entretanto, para sua utilização como atuador no paraquedas, é necessária a criação de um mecanismo de atuação que transforme o movimento rotacional do eixo do

servomotor em movimento translacional da linha de freio. Devido às pequenas dimensões características da plataforma *cubeSat*, foi obtida grande dificuldade no desenvolvimento de um mecanismo de atuação interno à estrutura. Optou-se então por manter apenas o servomotor dentro do satélite e montar o mecanismo de atuação no exterior do LAI-CAnSat. O mecanismo proposto se vale de uma roldana para enrolar a linha de freio do paraquedas. Essa linha deve passar por uma guia antes de chegar à roldana, de modo a garantir o seu bom enrolamento, evitando que a mesma saia do eixo de enrolamento devido a ventos ou outros fatores externos. A Fig. 50 mostra o mecanismo de atuação criado, com padrão de furação PC/104 [3].

Figura 50 – Mecanismo de atuação. Fonte: Figura produzida pelo autor

Mecanismo de abertura do paraquedas

Conforme abordado no capítulo 5, deseja-se que nas missões em alta altitude o paraquedas seja lançado fechado, sendo aberto apenas durante a queda, em uma altitude entre 4 e 15 km. A altitude específica de abertura deve ser definida de acordo com a missão, principalmente em função da carta de ventos do local de lançamento. O objetivo de iniciar a queda com o paraquedas fechado é evitar zonas de grande turbulência que possam prejudicar o funcionamento do sistema, causando por exemplo o emaranhamento das linhas de sustentação e de freio. Além disso, ao aumentar o tempo de queda livre do satélite, diminui-se o tempo requerido na fase de recuperação da carga paga.

Desse modo, faz-se necessária a criação de um mecanismo de abertura que libere o paraquedas na altitude predeterminada. A Fig. 51 mostra o mecanismo na posição fechada (à esquerda) e aberta (à direita). Essa figura inclui a parede exterior traseira do módulo, que será apresentada mais adiante, pois ela é importante para a compreensão do funcionamento do mecanismo.

A Fig. 52, que representa o paraquedas e seu envoltório de maneira didática, permite compreender melhor o funcionamento do dispositivo. O velame, representado

[3] O padrão PC/104 (EMBEDDED CONSORTIUM, 2008) é comumente usado em *CubeSats* e foi adotado neste projeto.

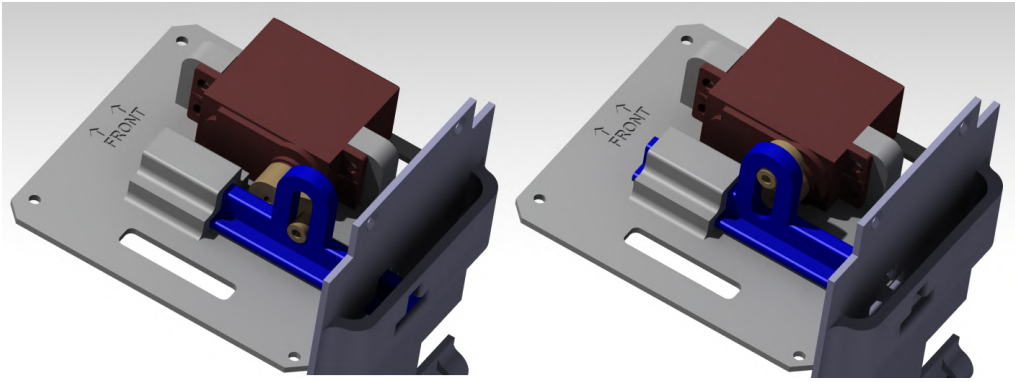


Figura 51 – (a) Mecanismo de abertura fechado; (b) Mecanismo de abertura aberto. Fonte: Figura produzida pelo autor

pelo corpo branco com listras azuis e vermelhas, deve ser dobrado na parte superior do *balloonSat* e preso por meio de um elástico. Esse elástico deve ser fixado por um lado na parte frontal da estrutura (à esquerda na Fig. 52) e pelo outro lado na ponta do mecanismo de abertura que se projeta para fora da estrutura (à direita na Fig. 52), mantendo-se sempre tracionado. A tração no elástico pressionará o velame enquanto o mesmo estiver fechado. Ao acionar o mecanismo, a haste será puxada para dentro do satélite, soltando-se do elástico e liberando o paraquedas. Como o velame estava pressionado, a energia potencial elástica acumulada o leva a se expandir, o que inicia e facilita o processo de abertura do velame.

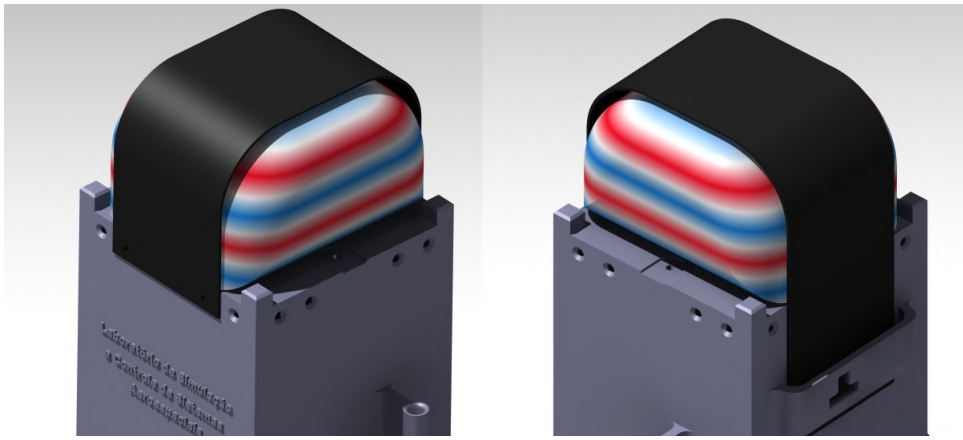


Figura 52 – Mecanismo de abertura representado didaticamente. Fonte: Figura produzida pelo autor

Estrutura

Além dos atuadores, é necessário que seja criada uma estrutura para o *balloonSat*, que inclua suportes para bateria, sistema de comunicação e aquisição de dados seguindo o padrão PC/104 e uma estrutura externa seguindo o padrão *cubeSat*. Inicialmente foram projetadas as camadas interiores, para que os subsistemas pudessem ser acomodados. A

Fig. 53 mostra as estruturas de suporte desenvolvidas para o sistema de aquisição de dados e comunicação [4] (à esquerda) e para a bateria (à direita).

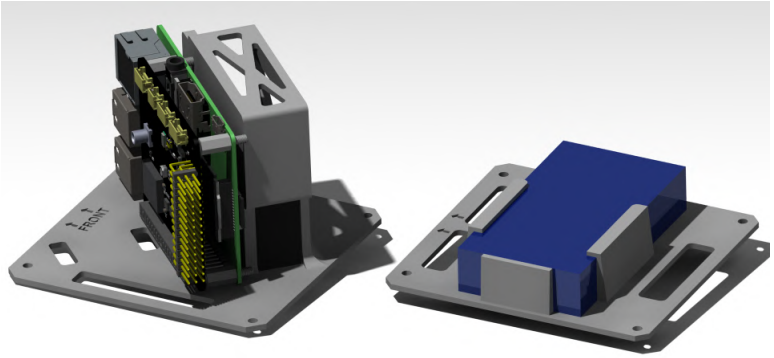


Figura 53 – Suporte para (a) sistema de aquisição de dados e comunicação (b) bateria. Fonte: Figura produzida pelo autor

Com a estrutura de todos os subsistemas projetada, é necessário então que todas as camadas sejam sobrepostas, com o objetivo de formar uma única estrutura interior do *balloonSat*. Para isso, serão utilizados espaçadores sextavados com rosca de $3\,mm$ e diferentes comprimentos, de acordo com o tamanho de cada camada. Para o uso em paraquedas, é importante que seja observada a necessidade de manter o CG do *balloonSat* baixo, aumentando assim a estabilidade do sistema devido ao efeito pêndulo. A Fig. 54 mostra a estrutura interna do *baloonSat*, juntamente com uma camada superior, a qual será usada para conexão da estrutura interior à exterior. Para que toda a estrutura pudesse ser acomodada, foi necessário que o sistema fosse colocado no padrão 2U, ou seja, com dimensões externas iguais a $100 \times 100 \times 200\,mm$.

Como dito anteriormente, a estrutura externa foi desenvolvida de acordo com o padrão *cubeSat*. Essa estrutura criada é formada por 4 tipos de peças: as de base, as laterais, as colunas e o reforço central. Duas peças de base foram criadas, uma para a parte inferior e outra para a parte superior, possuindo ligeiras diferenças no posicionamento de porcas e parafusos. Quatro laterais são usadas para fechar o paralelepípedo, duas delas contendo guias para as linhas de freio e uma delas contendo a trava para o mecanismo de abertura. Quatro colunas idênticas foram utilizadas, além de um reforço central, onde o centro das laterais e das colunas é parafusado. Todas as peças da estrutura externa são mostradas na Fig. 55, na seguinte sequência, da esquerda para a direita: bases e reforço central, laterais e colunas.

É importante ressaltar que, apesar de a estrutura ter sido projetada seguindo o padrão de dimensões *CubeSat*, não se pode dizer que ela está completamente no padrão,

[4] Como explicado na Seção 7.2, o subsistema de aquisição de dados projetado inicialmente teve de ser substituído repentinamente. O projeto estrutural mostrado na Fig. 53 se refere ao primeiro subsistema projetado, visto que o segundo foi fixado simplesmente com velcro.

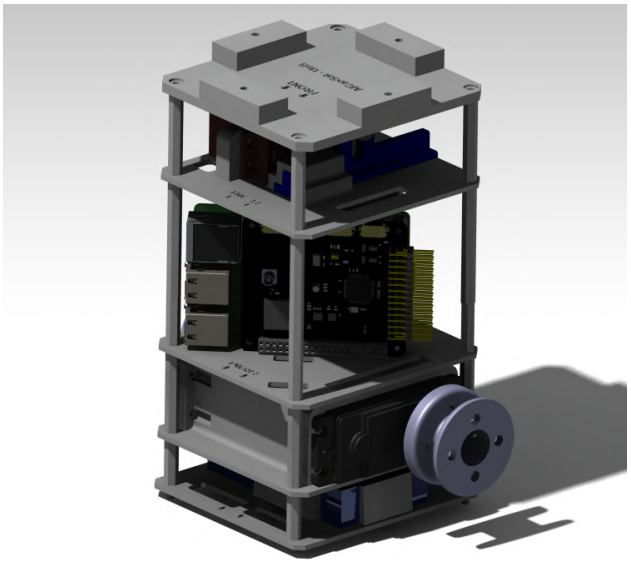


Figura 54 – Estrutura interna montada. Fonte: Figura produzida pelo autor

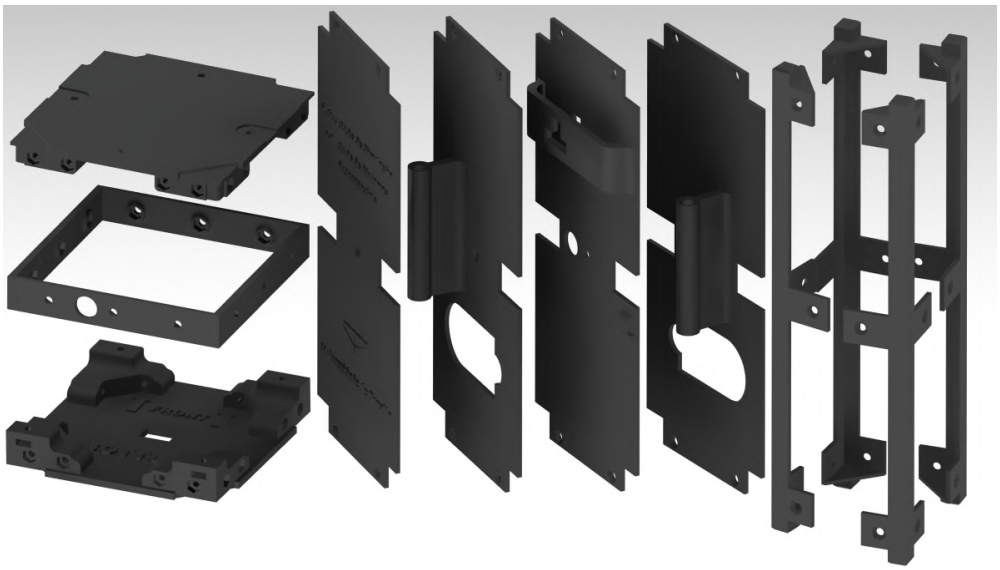


Figura 55 – Peças desenvolvidas para a estrutura externa. Fonte: Figura produzida pelo autor

pois possui diversas partes que rompem as "fronteiras"do *CubeSat* 2U ($100 \times 100 \times 200\,mm$), como as roldanas de atuação e as guias para as linhas de freio, por exemplo. O projeto final, com todos os subsistemas montados na estrutura externa é mostrado na Fig. 56.

7.4 INFRAESTRUTURA PARA MISSÕES EM CAMPO

Além dos mecanismos e sistemas já descritos, é necessária uma infraestrutura básica para a realização de missões em campo. Obviamente os elementos necessários para a execução de cada missão dependem do local de realização da mesma. A lista a seguir elenca os elementos principais para a realização de uma missão com balão cativo, tendo

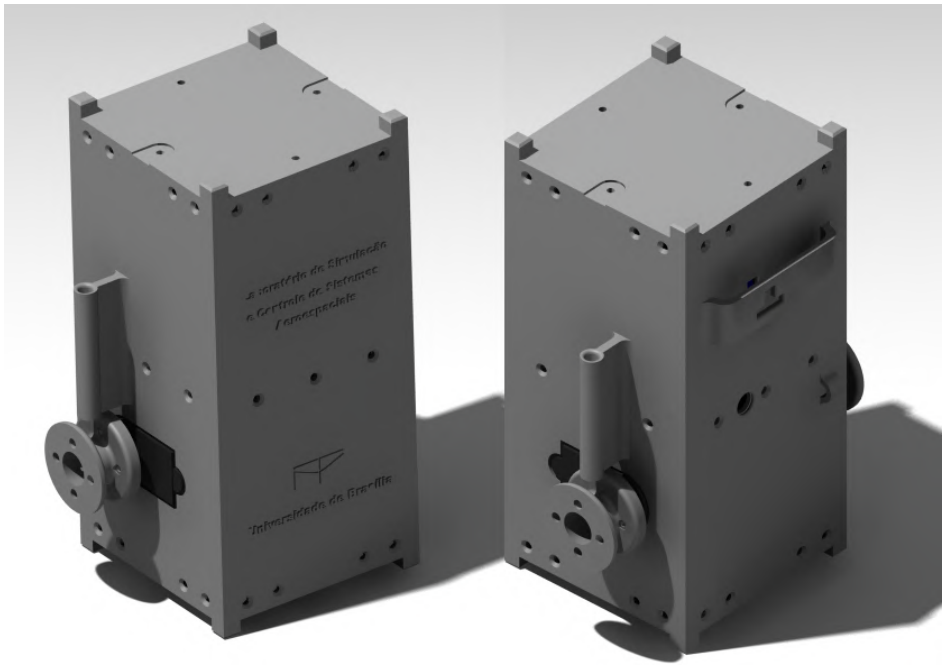


Figura 56 – Projeto final do módulo para atuação no paraquedas, com subsistemas e estrutura integrados. Fonte: Figura produzida pelo autor

em mente que elementos podem ser adicionados ou retirados da lista em função das peculiaridades de cada missão.

- Acopladores e fixadores:
  - Abraçadeiras de náilon;
  - Barbante encerado (amarração do balão);
  - Cabo de ancoragem (um para uso e um de reserva);
  - Corda de náilon (amarração em geral: barracas, mesa de ancoragem, ...);
  - Estacas;
  - Mosquetões;
  - Tira de borracha (amarração do balão);
  - Parafusos e porcas reserva;
  - Fita isolante;
- Elétricos:
  - Baterias reservas (para substituição das baterias do *balloonSat*);
  - Carregadores de bateria (para a bateria usada no *balloonSat*);
  - Ferro de solda, estanho e fios reserva;
  - Gerador elétrico a combustão (no caso de acesso à rede elétrica muito distante);

  - Multímetro;
  - Réguas e extensões;

- Enchimento do balão:
  - Balança;
  - Balão (para uso e reserva);
  - Cilindro(s) de gás Hélio;
  - Contra-peso com a massa do sistema que irá voar;
  - Lona;
  - Luvas (em material não abrasivo);
  - Mangueira e válvula para encher o balão;

- Ferramentas:
  - Alicates (de pressão, corte e bico);
  - Chave inglesa;
  - Jogo de chaves (fenda, allen e philips);
  - Martelo;

- Sistemas projetados:
  - *BalloonSat*, paraquedas e radiocontrole;
  - Sistema de ancoragem e recolhimento;
  - Sistema de ejeção e antena da estação de solo.

8 CONSTRUÇÃO, TESTES E RESULTADOS

8.1 CONSTRUÇÃO DO MECANISMO DE ANCORAGEM E RECOLHIMENTO

A construção do mecanismo de recolhimento se inicia com a montagem elétrica do motor. Além dos dois fios de energia, o motor é vendido com oito fios elétricos para serem usados de acordo com a necessidade. Dois pares para definição do sentido de giro e dois para serem usados como fins de curso. Como o sistema de recolhimento não necessita de sensores de fim de curso, os dois pares para fim de curso foram isolados. Em seguida, os pares de definição de sentido de giro do motor foram conectados cada um a um botão. Esses botões foram encaixados em uma estrutura simples, projetada para esse fim e fabricada utilizando impressão 3D. Essa estrutura não é apresentada no Capítulo 7 por ser extremamente simples e não determinante para o funcionamento do mecanismo. A estrutura final com os botões já montados pode ser vista na Fig. 57, juntamente com o controlador de velocidade do motor (solução fechada fornecida pelo fabricante do motor).

Figura 57 – Controle do sistema de ancoragem: botões para definição de sentido de giro à esquerda e controlador de velocidade do motor à direita. Fonte: Figura produzida pelo autor

Com a montagem elétrica finalizada, o mecanismo pode então ser construído e integrado. O acoplador para os eixos, o suporte do motor e o mancal do carretel foram todos fabricados utilizando impressão 3D em PLA. Em todas as peças foi utilizado um preenchimento de 100% e altura de camada de $0,15\,mm$. Com as peças manufaturadas, o processo de montagem pode ser iniciado. Para a ancoragem, foi escolhida uma mesa com tampo de madeira na qual todas as peças seriam fixadas. Essa fixação se deu utilizando

parafusos e porcas com $8\,mm$ de diâmetro de rosca, mesmo diâmetro usado para fixação do motor em seu suporte. Além disso, foram usados um parafuso e uma porca de $3\,mm$ de diâmetro de rosca para a fixação do acoplador no eixo do motor. A Tab. 6 mostra a lista de parafusos e porcas utilizados.

Tabela 6 – Porcas e parafusos usados no mecanismo de ancoragem e recolhimento. Fonte: Tabela produzida pelo autor.

Descrição	**Quantidade**	**Diâmetro de rosca (mm)**	**Comprimento (mm)**	**Cabeça**
Porcas	12	8	-	-
	1	3	-	-
Parafusos	16	8	35	Sextavada
	1	3	25	Allen

Inicialmente, o tampo da mesa deve ser marcado e furado, visto que na montagem não foram utilizados parafusos para madeira. O processo começa com a fixação do mancal fabricado em PLA no mancal metálico do carretel. Esse processo se dá pela utilização dos furos centrais do mancal metálico, o qual é em seguida fixado à mesa. O próximo passo é montar o motor em seu suporte. Note que esse processo deve sempre ser feito antes de fixar o suporte do motor à mesa, caso contrário, o acesso de chaves aos parafusos de fixação do motor fica impedido.

Em seguida, o acoplador dos eixos deve ser conectado ao eixo do motor, colocando uma porca de $3\,mm$ no furo lateral para isso dedicado e parafusando-a por meio do furo superior do acoplador. Após isso, o outro lado do acoplador deve ser encaixado ao carretel. Feito isso, espera-se que os furos do suporte do motor alinhem-se com os furos realizados no tampo da mesa. O processo de montagem é finalizado parafusando o suporte do motor na mesa. Foi também adicionado um terminal de tomada sobre a mesa, para facilitar a conexão de algum periférico que se faça necessário durante a missão. O resultado final é mostrado na Fig. 58.

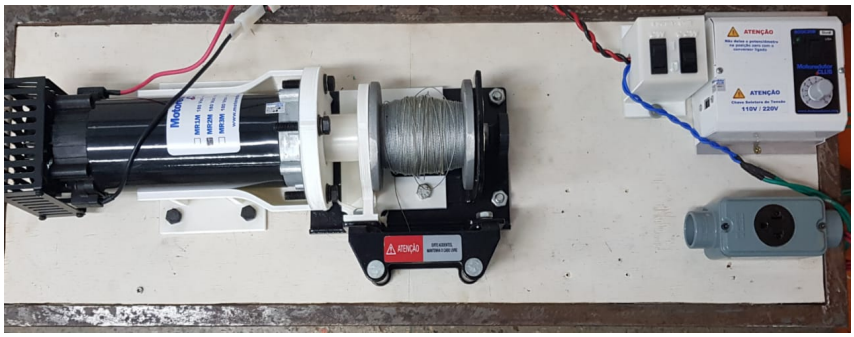


Figura 58 – Mecanismo de ancoragem e recolhimento montado. Fonte: Figura produzida pelo autor

8.2 CONSTRUÇÃO DO LAICAnSat 6.2

Inicialmente, todas as peças foram fabricadas utilizando impressão 3D em PLA. Em todas elas foi utilizado um preenchimento de 100% e altura de camada de $0,15\,mm$. Com todas as peças impressas, é possível iniciar a montagem da estrutura. A Tab. 7 relaciona a quantidade de porcas, parafusos e espaçadores utilizados, todos possuindo $3\,mm$ de diâmetro de rosca. Todos os parafusos utilizados são do tipo allen.

Tabela 7 – Porcas, parafusos e espaçadores usados no módulo de controle do paraquedas. Fonte: Tabela produzida pelo autor.

Quantidade	**Descrição**	**Comprimento (mm)**
64	Porcas	-
48	Parafusos de cabeça chata	5
16	Parafusos de cabeça cilíndrica	20
4	Espaçadores sextavados	5
12	Espaçadores sextavados	15
16	Espaçadores sextavados	20
4	Espaçadores sextavados	30

Algumas das porcas precisam ser coladas na estrutura, seja pela falta de espaço para utilizar porcas internas no projeto ou pela dificuldade de segurá-las durante o processo de montagem. Essa colagem foi realizada utilizando uma cola de cianoacrilato, devido à sua facilidade de utilização, rápida secagem e boa adesão ao metal das porcas e ao PLA. Foram utilizadas para isso 48 porcas, fixadas nas seguintes peças: reforço central, última camada, topo e base, como mostrado na Fig. 59

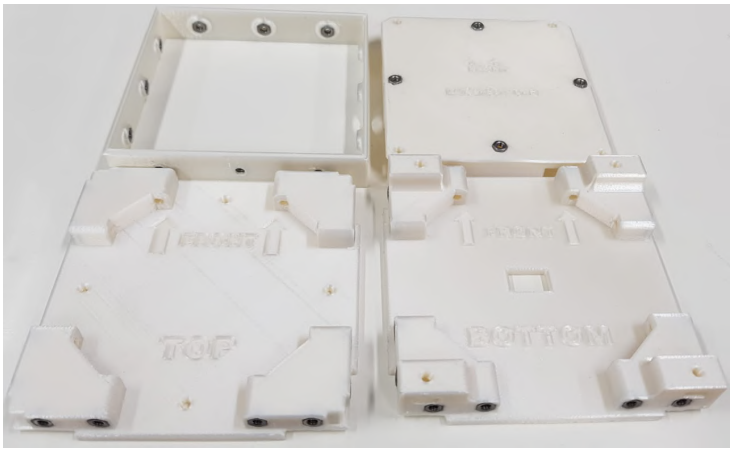


Figura 59 – Peças com porcas coladas. Da esquerda para a direita e de cima para baixo: reforço central, última camada, topo e base. Fonte: Figura produzida pelo autor

A construção pode ser dividida em duas partes: montagem da estrutura interna e externa. Essas duas partes são mostradas nas Fig. 54 e 56, respectivamente. As subseções

que seguem detalham o processo de montagem dessas partes, formando ao fim a estrutura final do módulo de atuação no paraquedas.

Essa estrutura possui $1,5\,kg$, incluindo a massa do velame. Desse modo, será necessário o uso de um lastro para que o sistema fique com o peso ideal para o lançamento.

8.2.1 Construção da estrutura interna

O processo de construção se inicia com a montagem dos subsistemas em suas respectivas camadas. A primeira camada é a da bateria, que deve ser simplesmente encaixada em seu suporte, como mostra a Fig. 60.

Figura 60 – Bateria montada em sua camada. Fonte: Figura produzida pelo autor

Em seguida, os servos de atuação no velame devem ser montados em seu suporte. O cabo de alimentação e dados do servo só permite que ele seja montado em uma posição, eliminando assim a possibilidade de montá-lo na direção errada. Com o servo posicionado, uma porca deve ser colocada em um dos quatro encaixes disponíveis e parafusada externamente por um parafuso de cabeça cilíndrica. Repetindo o processo para os outros 3 parafusos e para o segundo servo, tem-se o resultado mostrado na Fig. 61.

A próxima etapa é montar o subsistema de aquisição de dados e comunicação. O esquema de montagem da eletrônica, bem como o código utilizado são mostrados no Apêndice F. Todos os componentes foram soldados em uma placa perfurada de prototipagem e em seguida posicionados com velcro sobre uma camada de suporte. O velcro foi utilizado devido à urgência para montar o sistema de aquisição de dados e comunicação, visto que o anteriormente projetado sofreu danos irreparáveis em um teste. A Fig. 62 mostra o subsistema montado e fixado em seu suporte.

Por fim, é necessário montar o subsistema de abertura do paraquedas. Essa montagem se inicia com a fixação do pino rotacional do mecanismo de *scotch-yoke* no servomotor. Em seguida, o pino translacional (já encaixado no rotacional) deve ser posicionado em sua guia. Por fim, o servo deve ser encaixado em seu suporte, na mesma posição mos-

Figura 61 – Mecanismo de atuação montado em sua camada. Fonte: Figura produzida pelo autor

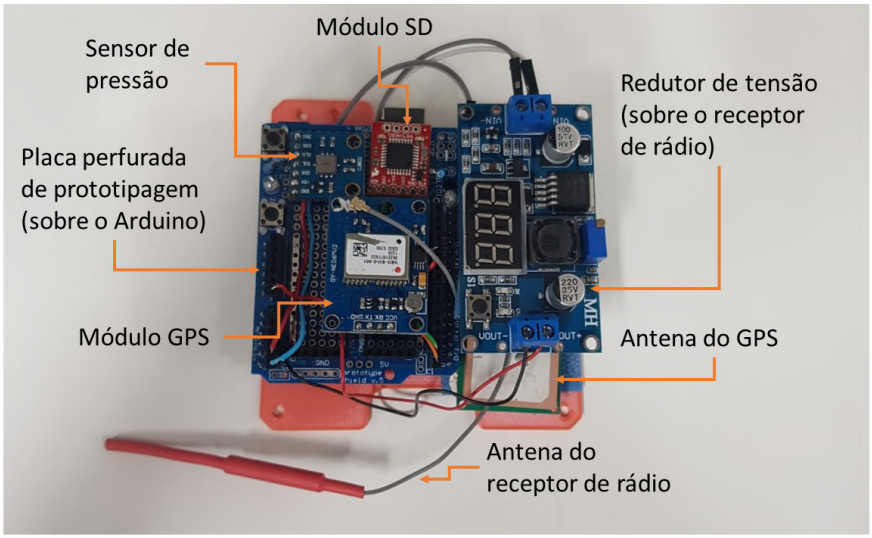


Figura 62 – Subsistema de aquisição de dados e comunicação do LAICAnSat 6.2 montado em seu suporte. Fonte: Figura produzida pelo autor

trada na Fig. 51, usando parafusos de cabeça cilíndrica e porcas para fixá-lo, de maneira semelhante ao feito para os servos de atuação no velame. O resultado deve ser como o mostrado na Fig. 63.

Com os subsistemas montados, é necessário então integrá-los na estrutura interna montada na Fig. 54. Esse processo se inicia com o posicionamento de um botão na base da estrutura. Esse botão será utilizado para energizar o sistema após fechado. O botão deve ser encaixado no furo a isso dedicado e em seguida os fios que serão conectados na bateria devem ser soldados nos terminais do botão, como mostra a Fig. 64 (a). Em seguida, deve-se posicionar as porcas nos furos para esse fim na base da estrutura externa. A camada da bateria deve ser então colocada sobre a base, respeitando sempre a direção frontal. É importante que todas as camadas respeitem tal direção, que está indicada por setas em todos os suportes de camada. Com a bateria devidamente posicionada, devem

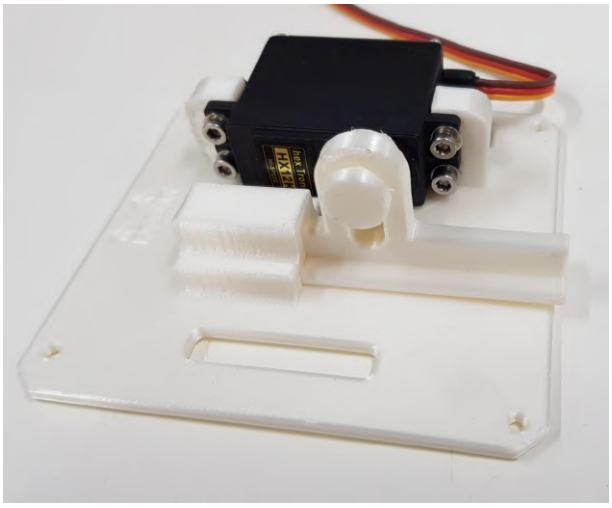


Figura 63 – Mecanismo de abertura do paraquedas montado em sua camada. Fonte: Figura produzida pelo autor

então ser parafusados quatro espaçadores de 20 mm, cada um em um dos furos do suporte de camada. Após esse processo, o módulo deve estar como mostrado na Fig. 64 (b).

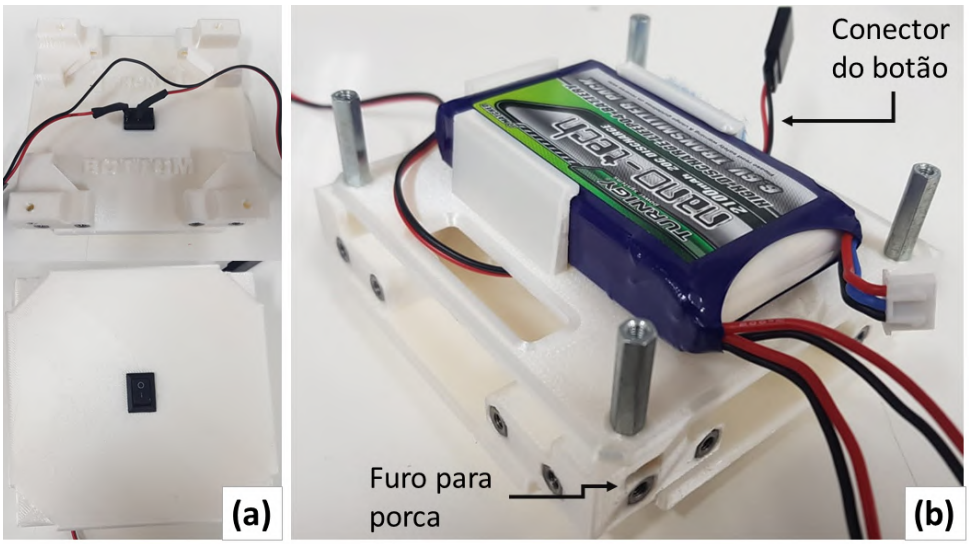


Figura 64 – (a) Botão para ligar o sistema e (b) camada da bateria montada. Fonte: Figura produzida pelo autor

A próxima camada a ser montada é a de atuação no velame. O processo é semelhante ao feito para a fixação da camada da bateria, porém usando quatro espaçadores de 15 mm e quatro de 20 mm. Esses espaçadores devem ser parafusados um ao outro para formar 4 espaçadores de 35 mm, antes de serem parafusados nos espaçadores da camada inferior. Em seguida, deve ser montada a camada do subsistema de aquisição de dados e comunicação, utilizando quatro espaçadores de 20 mm e oito de 25 mm (formando assim 4 espaçadores de 70 mm). Nesse momento, o reforço central deve ser colocado, pois ele não pode passar através da camada de abertura do paraquedas. Seguindo essas etapas, o

módulo fica como mostrado na Fig. 65.

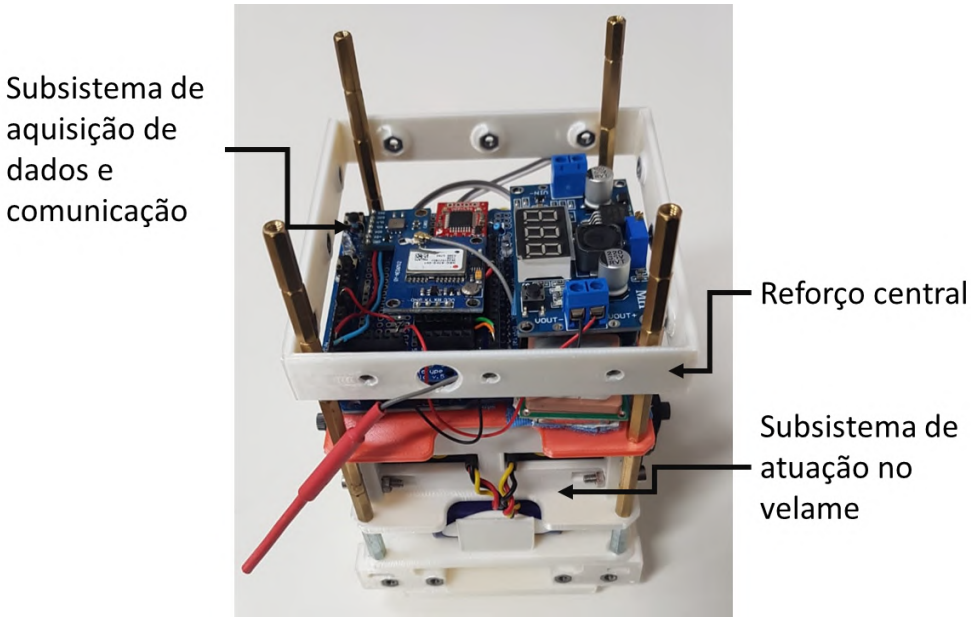


Figura 65 – Processo de montagem, até o posicionamento do reforço central. Fonte: Figura produzida pelo autor

Em seguida, o subsistema de abertura do paraquedas deve ser posicionado. Para isso devem ser usados quatro espaçadores de 15 mm e quatro de 20 mm, formando assim quatro de 35 mm. Por fim, deve ser posicionada a camada superior, responsável por transmitir as cargas da estrutura interior para a exterior. Essa camada deve ser parafusada usando 4 parafusos de cabeça chata. Isso finaliza a montagem da estrutura interna, e o resultado final é mostrado pela Fig. 66.

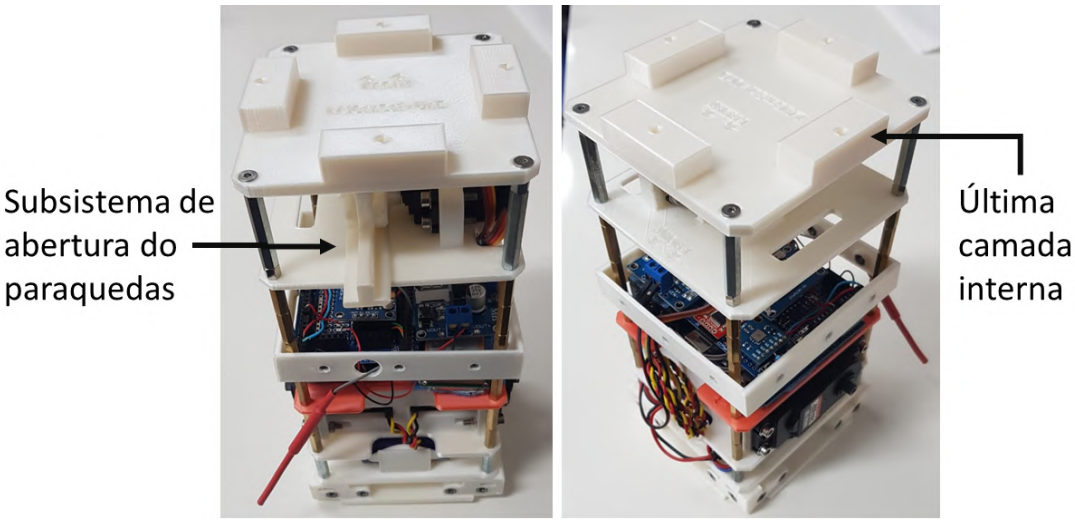


Figura 66 – Processo de montagem, até o posicionamento da última camada interna. Fonte: Figura produzida pelo autor

8.2.2 Construção da estrutura externa

Inicialmente, foi verificado que as colunas estavam muito frágeis, quebrando ainda durante o processo de montagem, antes de qualquer aplicação de carga para testes. Essa fragilização se deve ao método de produção[1] utilizado nas peças. Para solucionar esse problema, foram feitos reforços em alumínio para essas colunas, os quais serão encaixados e parafusados externamente nas colunas. Foi utilizada com esse fim uma chapa de alumínio com $0,7\,mm$ de espessura, na qual foram feitos recortes, furos e uma dobra de $90\,^{\circ}$ para que a mesma encaixasse na coluna, como mostra a Fig. 67.

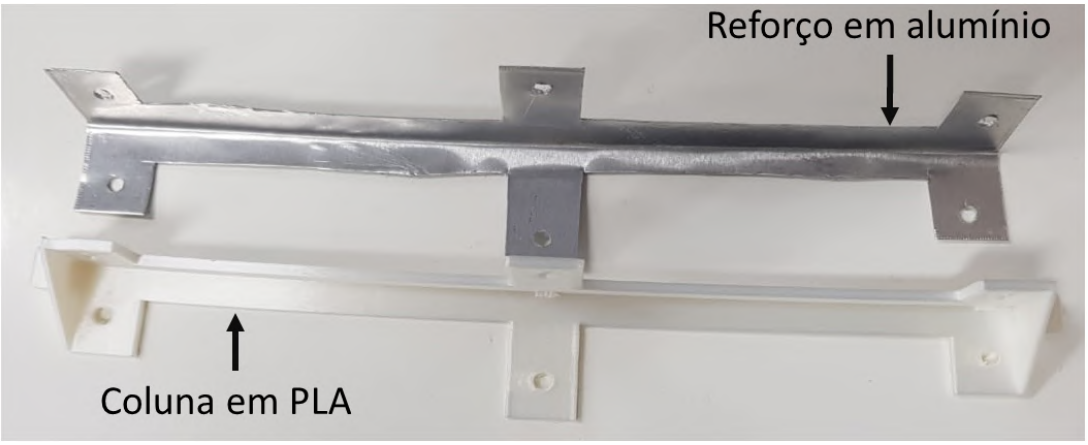


Figura 67 – Reforço de alumínio feito para as colunas. Fonte: Figura produzida pelo autor

Resolvido o problema de fragilidade das colunas, pode-se iniciar o processo de montagem da estrutura externa, com a fixação do topo da estrutura na última camada interna. Isso é feito utilizando quatro parafusos de cabeça cilíndrica, que são parafusados na última camada por meio das porcas nela fixados a priori. É importante lembrar que em dois desses parafusos serão colocados também os suportes para a fixação das linhas de suporte do paraquedas. A Fig. 68 mostra a montagem, com ênfase para o posicionamento dos suportes de fixação do paraquedas.

A próxima etapa consiste na fixação das paredes laterais. É importante que haja atenção para passar as antenas pelo furo para isso dedicado na parede traseira da estrutura. Esse furo deve estar alinhado com o furo de igual diâmetro do reforço central, de modo que as antenas possam passar por eles com facilidade. Para a fixação das paredes, é necessário alinhar as porcas do reforço central com os furos das paredes e em seguida parafusá-las usando parafusos de cabeça chata. Feito isso para todas as paredes, esta etapa se conclui e o sistema deve estar como mostrado na Fig. 69.

Para finalizar a montagem do módulo, é necessário então parafusar as colunas e o seu reforço de alumínio. Esse processo é simples, e consiste em colocar a coluna em sua

[1] Uma das características da impressão 3D é gerar uma menor resistência na direção vertical da impressão, visto que as peças são produzidas camada por camada. As camadas se "descolam" ao aplicar-se uma força de tração na direção vertical de impressão.

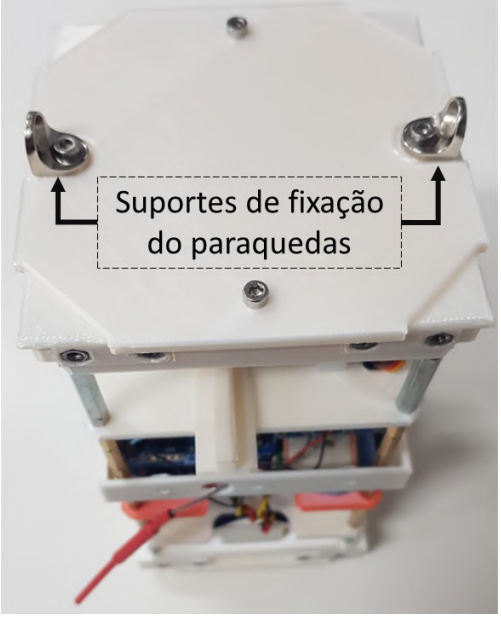


Figura 68 – Processo de montagem, até o posicionamento do topo. Fonte: Figura produzida pelo autor

Figura 69 – Processo de montagem, até o posicionamento das paredes laterais. Fonte: Figura produzida pelo autor

posição, com o reforço de alumínio sobre ela e parafusar a ambos no módulo. Com isso, a estrutura do LAICAnSat 6.2 é finalizada, com o resultado como mostra a Fig. 70.

8.3 TESTE DE DEFLEXÃO DO VELAME

Este teste visou a caracterização do mecanismo de atuação no velame, definindo a deflexão máxima possível. Com esse objetivo o mecanismo foi integrado a uma unidade

Figura 70 – Fim do processo de montagem do LAICAnSat 6.2. Fonte: Figura produzida pelo autor

1U (no padrão *cubeSat*), contendo a bateria e o receptor de rádio mostrado na Fig. 43. Este teste não foi realizado com a estrutura final, uma vez que o mesmo foi feito como prova de conceito do subsistema de atuação, antes de montar a estrutura final. O sistema foi montado invertido para o teste, com o velame conectado à célula 1U, que foi fixada ao teto, como pode ser visto na Fig. 71.

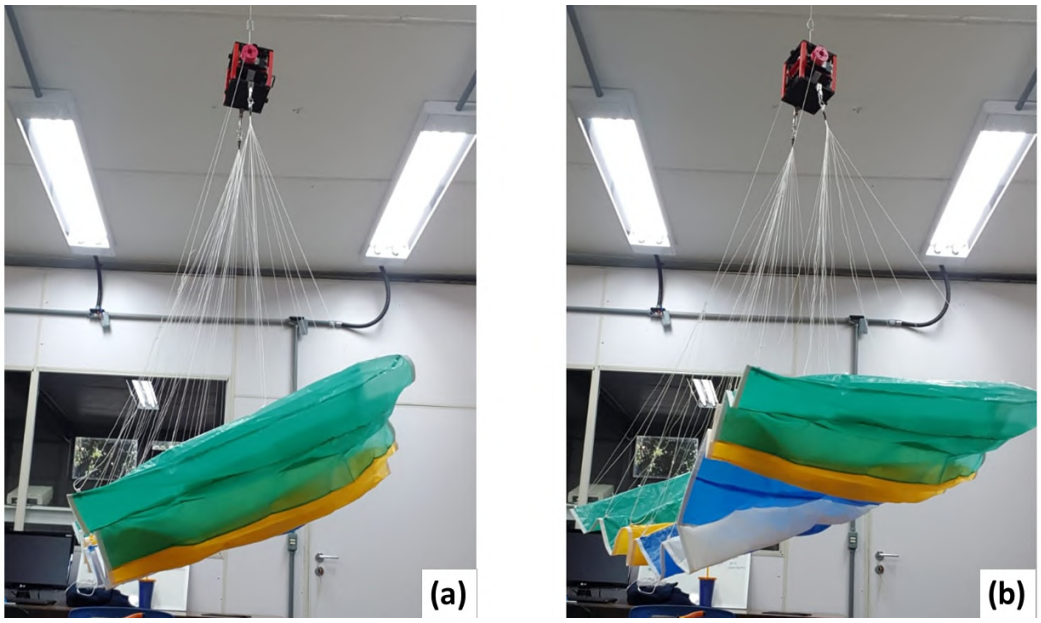


Figura 71 – Teste da deflexão gerada pelo mecanismo de atuação no velame com (a) linhas de freio livres e (b) atuação máxima. Fonte: Figura produzida pelo autor

O mecanismo de atuação foi capaz de puxar a linha de freio em aproximadamente

21 *cm*, gerando assim uma deflexão igual a $29,8\,°$. Tal valor mostra-se satisfatório se comparado à deflexão mostrada na Fig. 19, podendo inclusive gerar o fenômeno de *stall*, já citado no capítulo 2.

8.4 TESTE DE TORQUE DO MECANISMO DE ATUAÇÃO NO VELAME

O mecanismo de atuação no velame deve possuir torque suficiente para defletir o mesmo em quaisquer situações, ainda que haja fortes ventos, por exemplo. Assim, este teste teve por objetivo avaliar a carga máxima que poderia ser suportada pelo mecanismo. Para isso, foi montado um sistema semelhante ao anterior, substituindo o velame por um lastro a ser erguido. A Fig. 72 mostra o sistema de teste montado.

Figura 72 – Teste de torque do mecanismo de controle do paraquedas. Fonte: Figura produzida pelo autor

A primeira massa de lastro testada foi igual a 2 kg. Essa massa foi aumentada sistematicamente, sendo realizados testes até atingir uma massa de lastro igual a 5 kg. O mecanismo foi capaz de erguer tal massa, entretanto a linha que sustentava o sistema (mesmo material das linhas de freio) começou a apresentar sinais de que romperia. Assim, o teste foi finalizado com uma carga máxima igual a 5 kg (2,5 kg por motor). Esse valor foi considerado satisfatório, visto o pequeno porte do sistema final, que terá massa máxima igual a 5,7 kg, como definido no Capítulo 7.

8.5 TESTE DE TRAÇÃO NO CABO DE ANCORAGEM

Como explicado no Capítulo 7, dois cabos foram selecionados para serem testados e assim tomar a decisão final sobre qual seria o ideal. Para a realização do teste foi montado um mecanismo simples, usando o próprio sistema de ancoragem e recolhimento. O cabo foi passado por um gancho no teto e fixado por um lado no carretel e por outro em uma caixa, na qual acrescentou-se carga sistematicamente. O motor era acionado lentamente a cada vez que a carga era acrescentada para erguer a massa e testar o cabo. O esquema de montagem é mostrado na Fig. 73, na qual o cabo de ancoragem (que possui espessura inferior a $1\,mm$) foi destacado com uma linha pontilhada para facilitar a visualização.

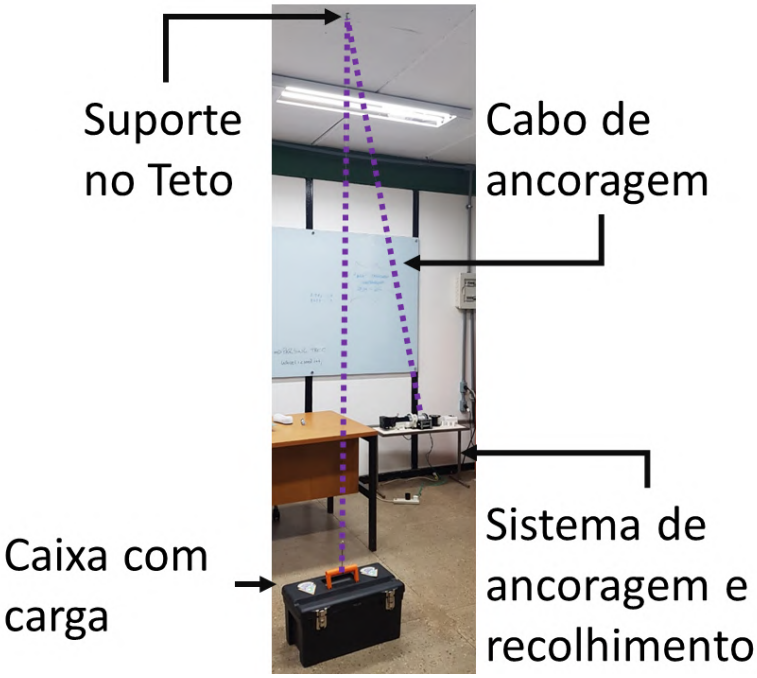


Figura 73 – Esquema de montagem do teste de tração no cabo de ancoragem. Fonte: Figura produzida pelo autor

Os testes foram conduzidos primeiramente com a linha de $0,4\,mm$ de espessura e em seguida com a linha de $0,8\,mm$. Como as cargas foram inseridas manualmente, existe uma distância considerável entre os valores testados, de modo que os resultados aqui apresentados possuem caráter meramente qualitativos e não visam caracterizar o limite de resistência a tração real da linha. Apesar de a carga ter sido erguida lentamente, o efeito da velocidade pode ter influenciado negativamente nos resultados. Desse modo, os valores aqui obtidos representam uma carga mínima confiável para a utilização do cabo, e não o limite de resistência do cabo de fato, que pode ser muito superior ao aqui indicado. Os resultados do teste são mostrados na Tab. 8.

Ambas as linhas apresentaram resistência inferior à nominal, que é de $34,5\,kgf$ $(338,1\,N)$ para a linha de $0,4\,mm$ e $68\,kgf$ $(666,4\,N)$ para a linha de $0,8\,mm$. Consi-

Tabela 8 – Resultados do teste de tração no cabo de ancoragem. Fonte: Tabela produzida pelo autor.

Força		**Espessura (mm)**	
(kgf)	**(N)**	**0,4**	**0,8**
5,805	56,889	OK	OK
9,646	94,531	OK	OK
12,304	120,579	OK	OK
13,750	134,750	Falhou	OK
14,828	145,314	-	OK
16,117	157,947	-	OK
17,404	170,559	-	OK
18,025	176,645	-	OK
18,607	182,349	-	OK
19,284	188,983	-	Falhou

derando a tração no cabo calculada na Seção 6.1.1 ($48,6\,N$), ambas as linhas possuem resistência suficiente para a aplicação, com um fator de segurança igual a 2,48 para a linha com diâmetro de $0,4\,mm$ e com um fator de segurança igual a 3,76 para a linha com diâmetro de $0,8\,mm$. Entretanto, nenhuma delas possui um fator de segurança de 5 para a aplicação como indicado também na Seção 6.1.1. Apesar disso, considerou-se que um fator de segurança de 3,76 era o suficiente para a aplicação e a linha de $0,8\,mm$ foi selecionada como a ideal.

Caso o usuário queira operar com um fator de segurança igual a 5 usando essa mesma linha e as características do sistema aqui projetado, basta que o lançamento seja feito em um local e dia com menos vento que o aqui considerado ($12\,m/s$). Uma velocidade de rajada de vento máxima igual a $10\,m/s$ faz a tração no cabo cair para $36,5\,N$ (ver Fig. 31), garantindo assim um fator de segurança de 5. Como já dito anteriormente, é fundamental que a carta de ventos do local de uso do sistema seja sempre verificada e que o mesmo seja projetado para essas condições ambientais.

8.6 REALIZAÇÃO DO EXPERIMENTO COM BALÃO CATIVO

Esta seção visa um melhor detalhamento da execução de uma missão com balão cativo, apresentando um passo-a-passo das principais atividades realizadas em campo. Antes de se partir em direção ao local da missão, é importante garantir que todos os itens listados na seção 7.4 possam ser levados. Tendo em vista a grande quantidade de elementos, é recomendável que todo esse material seja preparado e conferido no dia anterior à missão, de modo a haver tempo disponível para a conferência de cada item.

Com o material preparado, é possível então partir ao local de realização da missão. Esse local deve ser preferencialmente isolado de cidades ou grandes vias, eliminando-se

assim o risco de acidentes e facilitando-se a recuperação da carga paga. Também é fundamental que seja solicitada previamente a emissão de NOTAM[2] às autoridades responsáveis.

Ao chegar no local iniciam-se os trabalhos de acordo com a sequência indicada:

1 Montagem da estação de solo:

a) Montagem do sistema de ancoragem e recolhimento na mesa (caso o sistema tenha sido transportado desmontado);

b) Fixação de estacas para ancoragem da mesa;

c) Montagem da antena de comunicação com XBee;

d) Montagem do rádio para comunicação com APRS;

e) Abertura da lona e definição de uma zona limpa para trabalho com o balão (os responsáveis por manusear o balão devem retirar os calçados e se manter sobre a lona, evitando o contato de abrasivos com o balão);

f) Posicionamento do cilindro de gás Hélio ao lado da lona;

g) Ligar gerador e posicionar extensões e réguas elétricas em locais estratégicos;

2 Teste de telecomunicações e sistemas:

a) Teste da comunicação do XBee com sistema de ejeção;

b) Teste do funcionamento sistema de ejeção;

c) Teste da comunicação do APRS com o rádio da estação de solo;

d) Teste da comunicação do radiocontrole com o LAICAnSat;

e) Teste da atuação no LAICAnSat (atuação no velame e abertura do paraquedas);

f) Teste do motor de ancoragem e recolhimento do balão;

3 Enchimento do balão com gás Hélio (sobre a lona e com luvas não abrasivas):

a) Fixação da válvula e da mangueira no cilindro de gás;

b) Amarração da mangueira no balão com barbante encerado (amarração preliminar e simples, apenas para fechar a boca do balão na mangueira e evitar vazamentos);

c) Amarração do contrapeso no balão com barbante encerado (o contrapeso deve conter a massa do total do sistema que irá voar);

[2] O NOTAM (Aviso aos aeronavegantes, do inglês *Notice to Airmen*) é um documento que possui a função de notificar todos os aeronavegantes antecipadamente de quaisquer elementos que possam influenciar na segurança de voo dos mesmos (DECEA, 2014). É recomendável que a solicitação de NOTAM seja feita com pelo menos 60 dias de antecedência à realização da missão.

d) Abertura da válvula do cilindro de gás Hélio (até o contrapeso começar a subir);

e) Fechamento da válvula;

f) Retirada do contrapeso;

g) Amarração final:

   i. Enrolar tira de borracha na boca do balão (acima de onde está fixada a mangueira);

   ii. Amarrar com barbante encerado sobre a tira de borracha, fechando a boca do balão;

   iii. Reforçar a amarração com abraçadeiras de náilon;

   iv. Passar fita isolante sobre as abraçadeiras (para evitar que as pontas furem o balão);

   v. Amarrar com barbante encerado, sobre a amarração anterior, o módulo balão (sistema de ejeção);

   vi. Amarrar o cabo de ancoragem sobre as amarrações prévias;

h) Desfazer amarração da mangueira e retirá-la;

4 Fixar LAICAnSat e paraquedas no sistema de ejeção;

5 Operação do balão por meio do sistema de ancoragem e recolhimento:

a) Soltar o balão lentamente (o sistema de ancoragem deve segurá-lo);

b) Ligar o motor e iniciar a liberação do cabo de ancoragem, aumentando a velocidade lentamente;

c) Parar o motor do sistema de ancoragem ao atingir a altitude desejada (é recomendável que a velocidade seja reduzida antes de parar o motor por completo, evitando assim trancos no cabo);

6 Ejeção do LAICAnSat e controle de seu retorno ao solo (e/ou realização de outros experimentos inerentes à missão);

7 Operação do balão por meio do sistema de ancoragem e recolhimento:

a) Ligar o motor e iniciar o recolhimento do cabo de ancoragem;

b) Desligar o motor ao aproximar o balão do solo;

8 Caso seja necessário executar outros lançamentos, retornar ao item **4**, caso contrário, seguir para próximo item;

9 Desfazer amarrações, retirar carga e esvaziar balão (caso sejam tomados os devidos cuidados, o mesmo pode ser reutilizado);

10 Desmontar estação de solo e finalizar missão.

8.7 RESULTADOS

Este trabalho pretende realizar duas missões, a primeira testando o velame (a) e a segunda testando o velame (b)[3]. Ambas as missões serão realizadas com balão cativo, de modo que testarão também o sistema de ancoragem e recolhimento do balão desenvolvido. A seguir são detalhados os resultados dessas missões.

8.7.1 Missão 1: velame (a)

A missão 1 foi realizada por uma equipe de oito pessoas, no dia 03 de junho de 2019, no Centro de Instrução de Artilharia de Mísseis e Foguetes do Exército Brasileiro, município de Formosa, GO. Antes de iniciar a missão, todos os sistemas e subsistemas foram testados e apresentaram bom funcionamento, exceto o APRS. Os dados de posicionamento não eram enviados via rádio para a estação de solo, sem nenhum motivo evidente. Apesar disso, a missão foi conduzida normalmente, visto que o APRS não era uma subsistema crítico para o sucesso da missão. Com os sistemas testados e a estação de solo montada, o balão foi enchido e em seguida fixado ao cabo de ancoragem para iniciar a missão. A seguir são descritos os resultados da missão para cada sistema. Devido a uma séria de problemas ocorridos na missão, todos os resultados apresentados são de natureza qualitativa.

Sistema de ancoragem e recolhimento

O sistema de ancoragem e recolhimento funcionou como esperado. Ele foi capaz de erguer o balão a $190\,m$ em cerca de 10 min, sem utilizar a velocidade máxima do motor. Esse tempo foi o mesmo gasto para o recolhimento do balão, de modo que a velocidade de funcionamento do sistema foi considerada satisfatória. O balão subiu a apenas $190\,m$ porque optou-se por fazer a primeira ejeção do paraquedas a uma altitude inferior e aumentar essa altitude gradativamente. Entretanto, devido a um problema no paraquedas, todas as ejeções foram realizadas de altitudes iguais ou inferiores a essa. O sistema apresentou bom funcionamento durante todo o dia, tendo subido e recolhido o balão por cinco vezes ao longo da missão. Mesmo funcionando durante um dia inteiro, o motor não aqueceu excessivamente e a linha não desgastou-se com o uso.

Sistema de recuperação da carga paga

Nessa missão foi utilizado um lastro de 2 kg no LAICAnSat, para que o mesmo fosse enviado com 3,5 kg, pois nesta missão o LAICAnSat estava com uma massa de 1,5 kg. O velame foi enviado aberto no primeiro lançamento, como planejado. Acreditava-se que com o fato de enviá-lo aberto, a entrada de ar nas células seria facilitada e ele inflaria

[3] Os velames (a) e (b) são descritos no Capítulo 7.

mais facilmente. Entretanto, ao ser solto de uma altitude de 190 metros na primeira ejeção, o velame não inflou como esperado e caiu em parafuso, gerando um pouco de arrasto e assim uma leve diminuição na velocidade de queda, mas não o suficiente para evitar um grande impacto ao tocar o solo. Acredita-se que o principal problema, que causou a queda em parafuso, seja decorrente de um problema de rigagem[4] (do inglês *rigging*).

Com o impacto, o sistema de aquisição de dados foi gravemente avariado e todos os dados foram perdidos. Após diversas tentativas fracassadas de recuperar o sistema e torná-lo próprio para voo novamente, optou-se por continuar a missão testando apenas o paraquedas, sem o LAICAnSat (visto que sua situação após a queda foi irrecuperável). Para isso, foi utilizada uma carga *dummy*[5] com massa de $3,5\,kg$, igual à mínima necessária para o funcionamento do velame.

Foram feitas quatro tentativas de voo com essa carga *dummy*. Nas duas primeiras, testou-se outro modo de fixação do velame no subsistema de ejeção, pois no teste com a carga real, as linhas que faziam essa fixação ficaram presas no velame e acreditava-se que isso poderia tê-lo prejudicado de inflar adequadamente. Entretanto, nesse novo modo de amarração as linhas também se prenderam no velame, porém dessa vez sem deixá-lo se soltar do subsistema de ejeção. Acredita-se que isso se deve ao fato de a linha utilizada nessa fixação ser encerada, o que aumenta o atrito da mesma com o velame e impede que ela deslize por ele. Nessas duas tentativas o balão foi recolhido de volta ainda com o paraquedas nele fixado.

Por fim, foram feitas mais duas tentativas de fixação do velame no sistema de ejeção. Dessa vez o velame soltou-se de maneira adequada, porém caiu em parafuso, pois as linhas de sustentação do paraquedas embolaram-se devido ao vento durante a subida do balão. Após isso, iniciou-se uma sexta tentativa, mas as linhas de sustentação começaram a embolar ainda próximo do solo e a tentativa foi abortada.

Sistema de aquisição de dados e comunicação

O sistema de aquisição de dados não pôde ser de fato testado na missão, pois quebrou após o impacto do primeiro lançamento e os dados coletados não puderam ser avaliados. Já o sistema de comunicação funcionou parcialmente. A comunicação via XBee funcionou bem, pois o subsistema de ejeção foi acionado com sucesso em todas as tentativas realizadas. Já a comunicação via APRS falhou desde o início da missão e a comunicação via rádio controle (para atuação no paraquedas) não pôde ser testada devido à

[4] A rigagem diz respeito à distribuição de cargas nas linhas de sustentação do paraquedas. Caso haja um desequilíbrio nessa distribuição, surge um momento de guinada que faz com que o paraquedas caia em parafuso. Esse desequilíbrio de distribuição de cargas é causado por imprecisões no comprimento das linhas de sustentação.

[5] Palavra de língua inglesa usada para designar algo utilizado como substituto para a coisa real, devido a alguma característica semelhante.

falha do velame ao inflar. Entretanto, essa comunicação para atuação funcionou em todos os testes preliminares, antes do primeiro lançamento e também prosseguiu funcionando após a queda, ainda que o sistema de aquisição de dados tenha sido avariado.

8.7.2 Missão 2: velame (b)

A Missão 2 foi realizada no dia 02 de julho de 2019, em uma propriedade privada na região de Ceilândia, DF. Considerando que o sistema de ancoragem e recolhimento já havia sido validado na Missão 1, optou-se por fazer um teste mais simples e menos custoso na Missão 2. O objetivo dessa missão foi validar os sistemas de recuperação da carga paga e de aquisição de dados e comunicação. Para isso, utilizou-se um paramotor de voo duplo[6], mostrado na Fig. 74, que sobrevoou a área de realização do teste e liberou o LAICAnSat de uma altura igual a $243,2\,m$. A seguir são detalhados os resultados da missão, na qual o velame foi enviado fechado para evitar os problemas com embolamento de linhas ocorridos na Missão 1..

Figura 74 – Paramotor utilizado como veículo para o LAICAnSat na Missão 2. Fonte: Figura produzida pelo autor

Sistema de aquisição de dados e comunicação

Os sistemas de aquisição de dados foram testados previamente à execução da missão e apresentaram bom funcionamento. Como dito anteriormente, o paramotor sobrevoou a área de teste e soltou o LAICAnSat em uma região predeterminada, a uma altura de $243,2\,m$. Após isso, o mecanismo de abertura do paraquedas foi acionado via rádio pela estação de solo e apresentou bom funcionamento, o que validou o sistema de comunicação via radiocontrole.

[6] Duas pessoas voaram simultaneamente na aeronave, um piloto e um segundo tripulante, que foi o responsável por carregar e soltar o LAICAnSat na posição planejada

O sistema de aquisição de dados também foi validado, como será mostrado adiante. A Fig. 75 mostra uma parte dos dados obtidos via GPS e barômetro, onde pode ser visto o caminho percorrido pelo paramotor e em seguida a queda do LAICAnSat. Visando uma melhor compreensão da imagem tridimensional, a Fig. 75 (a) mostra uma vista superior (com leve inclinação) e a Fig. 75 (b) mostra a vista lateral do caminho percorrido. Na mesma figura, o ponto em azul indica o início do voo do paramotor, que percorre uma trajetória ascendente, circulando em torno do ponto vermelho. Esse ponto marca o momento no qual o LAICAnSat é solto e inicia sua trajetória descendente até tocar o solo, no ponto verde.

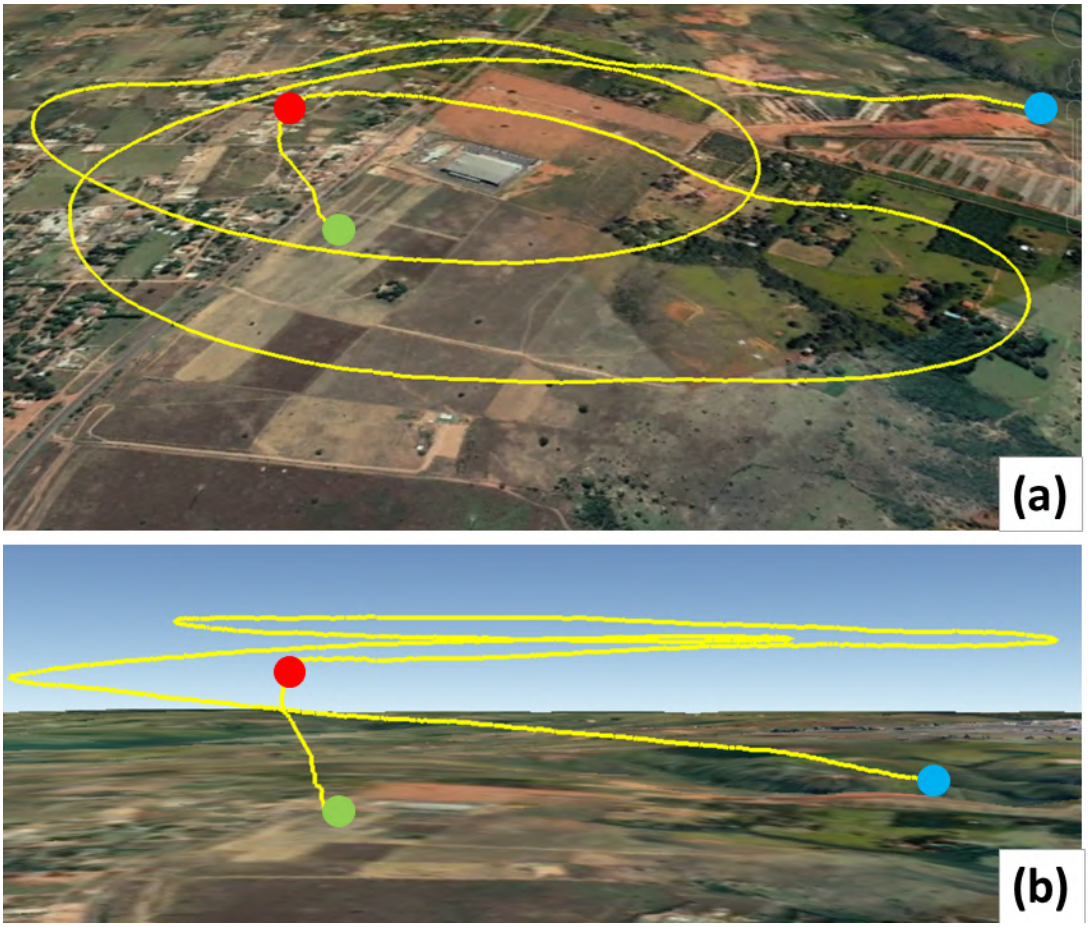


Figura 75 – Caminho percorrido na Missão 2. Fonte: Figura produzida pelo autor

Os dados obtidos foram tratados para obter a altitude em função do tempo e a velocidade de queda do sistema. Como esses dados são importantes para a caracterização do sistema de recuperação da carga paga, serão mostrados na seção que segue.

Sistema de recuperação da carga paga

Nessa missão foi utilizado um lastro de 1,2 kg no LAICAnSat, para que o mesmo pudesse voar com uma massa de 2,5 kg, pois nesta missão o LAICAnSat possuía massa

igual a 1,3 kg. A Fig. 76 mostra o sistema montado e pronto para teste, com o paraquedas dobrado na parte superior e o lastro na parte inferior.

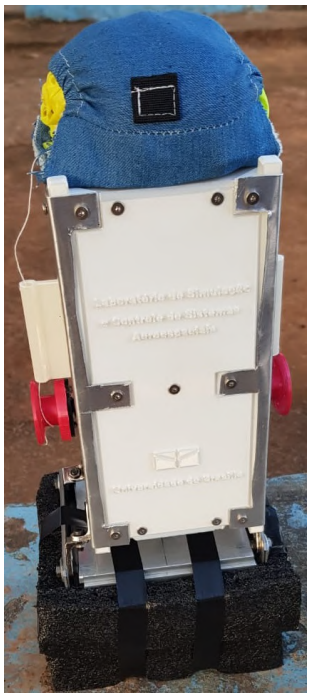


Figura 76 – LAICAnSat pronto para o teste da Missão 2. Fonte: Figura produzida pelo autor

O velame abriu bem ao ser liberado pelo subsistema de abertura do paraquedas, entretanto uma das linhas de freio se prendeu no invólucro elástico do paraquedas e fez com que o sistema girasse rapidamente. Isso impediu que o velame inflasse completamente e reduzisse a velocidade vertical como planejado. Além disso, com uma das linhas de freio já esticadas, o controle direcional por meio do mecanismo de atuação no velame foi impossibilitado. Apesar disso, o sistema tocou o solo com velocidade suficientemente reduzida para não sofrer nenhuma avaria. A Fig. 77 mostra a variação da altitude do LAICAnSat em função do tempo durante a trajetória descendente.

Ainda analisando a Fig. 77, a linha pontilhada em azul mostra a inclinação da curva de altitude em função do tempo antes da abertura do velame. Ela permite perceber assim a redução no módulo da velocidade vertical no momento da abertura do paraquedas, que se traduz graficamente em uma mudança na inclinação do gráfico. Essa mudança fica evidenciada na Fig. 78, que mostra a velocidade vertical em função do tempo. É evidente que existe uma grande desaceleração na queda no momento de abertura do velame, com o módulo da velocidade vertical saindo de $23,13\,m/s$ no instante $5,7\,s$ para $9,89\,m/s$ no instante $8,9\,s$. Apesar dessa desaceleração, o módulo da velocidade vertical ao tocar o solo ($11,92\,m/s$) ainda foi bem superior máximo ao desejado ($5\,m/s$). Ainda é possível observar na Fig. 78 que a velocidade vertical não zera instantaneamente ao tocar o solo no instante $20,5\,s$. Isso se deve à aplicação de um filtro passa baixa nos resultados, para

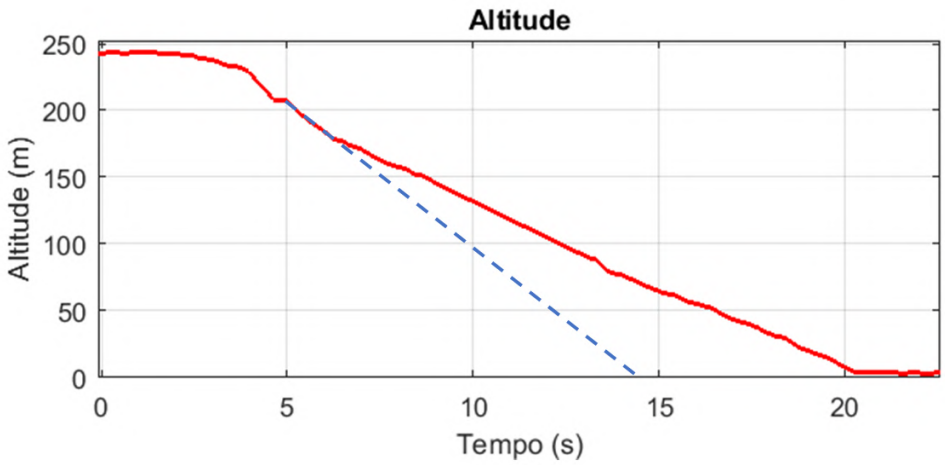


Figura 77 – Altitude em função do tempo do LAICAnSat na Missão 2. Fonte: Figura produzida pelo autor

diminuir o ruído e facilitar a análise dos dados. A aplicação desse tipo de filtro atrasa o sinal e suaviza as curvas, o que faz com que não haja um salto instantâneo da velocidade ao tocar o solo para zero.

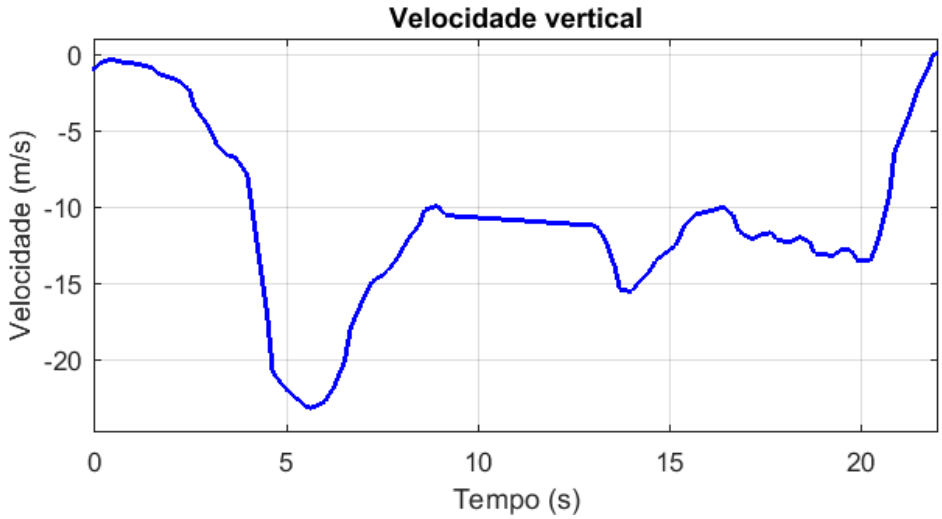


Figura 78 – Velocidade vertical em função do tempo do LAICAnSat na Missão 2. Fonte: Figura produzida pelo autor

Parte IV

Conclusão

9 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Este trabalho apresentou uma metodologia para a realização e planejamento de missões com *BalloonSats*. Uma das principais dificuldades encontradas ao tratar desse tema é o pequeno número de referências bibliográficas que tratem do balonismo científico. Além disso, os livros com esse tema geralmente são focados em balões para grandes cargas, como balões de superpressão e de pressão zero. A bibliografia que trata de balões extensíveis para pequenas cargas (balões meteorológicos) é escassa e pobre em detalhes, principalmente por se tratar de artigos apresentados em congressos científicos e não de livros que apresentem equacionamento e metodologia de trabalho específicos para esse tipo de missão. Neste trabalho foram reunidas informações de diversos referenciais bibliográficos, as quais foram sintetizadas para apresentação de uma metodologia o mais prática possível, útil para o cálculo, dimensionamento e planejamento de missões com *balloonSats*.

O outro principal aspecto abordado por este trabalho foi o sistema de recuperação da carga paga. A dificuldade de obtenção de fontes de informação e referenciais teóricos foi ainda mais relevante nesse tema. Ainda que tenha sido encontrada uma quantidade significativa de referências que tratem do desempenho de perfis aerodinâmicos flexíveis e abertos no bordo de ataque (usados em paraquedas *ram-air e parapentes*), não foram encontrados autores que abordem de maneira efetiva uma metodologia para dimensionamento de velames para paraquedas. Além disso, a maior parte dos artigos nessa linha de pesquisa são voltados para análise de performance de parapentes e não de paraquedas, de modo que, por diversas vezes, foi necessário que fossem feitas extrapolações de modelos e conceitos de parapentes para o uso em paraquedas. Por fim, os velames estudados e detalhados nos artigos científicos encontrados são todos de grande porte, para serem usados por pessoas, de modo que mais extrapolações tiveram de ser realizadas.

Assim, do ponto de vista teórico este trabalho mostra-se relevante por reunir informações e desenvolver uma metodologia de trabalho dentro de um assunto no qual as fontes de informação são escassas e difusas. É importante destacar que este trabalho não é exaustivo e nem de longe esgota as necessidades teóricas sobre dimensionamento de balões e sistemas de recuperação e planejamento de missões com *balloonSats*.

Do ponto de vista prático, muitas conclusões podem ser tiradas com os sucessos obtidos e principalmente com os fracassos. O sistema de ancoragem e recolhimento do balão funcionou muito bem, o que mostra que o sistema projetado pode ser replicado e utilizado em ancoragem de balões desse porte. Também conclui-se que é possível criar peças com boa resistência mecânica via fabricação aditiva em PLA, visto que houve uma

grande solicitação mecânica nas peças desse sistema. Por fim, a linha utilizada como cabo de ancoragem também funcionou bem e resistiu com tranquilidade às solicitações, mesmo com o coeficiente de segurança abaixo do recomendado. Apesar disso, sempre deve-se realizar testes, ainda que simples, dos materiais mais críticos a serem utilizados.

O sistema de recuperação da carga paga mostrou primeiramente a dificuldade inerente ao se adaptar velames de paramotor para sistemas de paraquedas. Com a necessidade de substituição das linhas de sustentação explicada no Capítulo 7, há um grande risco de criar-se um problema de rigagem, a menos que esse processo seja feito por alguém experiente. Ainda que as linhas estejam todas corretamente medidas, é complicado e trabalhoso realizar amarrações que mantenham essas linhas no comprimento desejado.

Além disso, ainda que todos os processos sejam testados em laboratório (como a fixação do velame no subsistema de ejeção), é normal que a presença de vento em campo complique a execução de todas as tarefas que envolvam linhas soltas e/ou materiais flexíveis. Assim, indica-se a redução de linhas expostas ao vento o máximo possível. É recomendável que o paraquedas seja sempre enviado fechado e liberado apenas durante a queda usando um mecanismo de abertura, o que diminui a possibilidade de as linhas embolarem durante a subida do balão. Também recomenda-se que se evite o uso de linhas no mecanismo de ejeção e, caso seja necessário usá-las, que essas linhas sejam lisas, não causando atrito com o material do velame.

Por fim, mesmo que sejam tomadas todas as precauções possíveis e sejam realizados testes prévios, sempre existe o risco de um mau funcionamento do paraquedas. Assim, é indicado que o sistema de aquisição de dados seja o mais robusto possível e que realize um *back-up* das informações coletadas, evitando o risco de perda de dados da missão. Esse *back-up* pode ser feito por meio de um sistema redundante, que salve os dados internamente e os envie paralelamente à estação de solo, ainda que com menor frequência.

10 PERSPECTIVAS FUTURAS

Os sistemas aqui projetados mostraram-se promissores, entretanto ainda há uma série de avanços a serem realizados. Primeiramente, é importante que o sistema de recuperação seja amadurecido a ponto de tornar-se confiável como o de ancoragem. Para isso, é necessário que sejam realizados muitos lançamentos, pois só com isso os problemas reais do sistema podem ser vistos e resolvidos. Além disso, o ideal é que o sistema de controle de pouso seja autônomo, com o usuário escolhendo apenas o local de pouso. Para isso, precisam ser realizados testes para modelagem do sistema, por meio da aplicação de deflexões fixas (degraus para o sistema de controle) e estudo da resposta do sistema. Com o sistema modelado, é possível então o desenvolvimento de um sistema de controle de pouso autônomo.

Um sistema que não foi mencionado ao longo deste trabalho mas é importante, é o sistema de aborto de missão. Ele deve consistir em um mecanismo que estoure o balão ao ser acionado, devendo ser possível acioná-lo em terra mesmo que haja um mau funcionamento em outros equipamentos do *ballonSat*. Tal mecanismo pode fazer uso de uma resistência elétrica presa à boca do balão, que a aqueça até rasgá-la, de equipamentos pirotécnicos ou de lâminas capazes de cortar o balão. É essencial que um sistema do tipo seja pensado, tanto no caso de mau funcionamento do sistema de ancoragem quanto para evitar acidentes, caso haja uma emergência no espaço aéreo ou algo semelhante.

Estruturalmente, algo a ser feito é a substituição da coluna externa em PLA por um material metálico, como o alumínio. Essa peça é fundamental estruturalmente e não possui resistência suficiente quando feita via fabricação aditiva em PLA. Ainda que o reforço em alumínio tenha sido eficiente, isso deve ser visto como um ajuste técnico temporário e não deve ser tomado como uma solução final.

Por fim, uma melhoria possível para o sistema de ancoragem é uma triangulação, prendendo o balão em três pontos fixos e isolados em terra. Isso garantiria a posição do balão sempre fixa. Ao se usar apenas um ponto de fixação, o balão segue o vento, o que pode por vezes dificultar a missão, caso o balão se mova para a região de trás da mesa de ancoragem.

Referências

ALVES, M. F. S. et al. Design of the structure and reentry system for the laicansat-3 platform. Universidade de Brasília, 2016. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 54.

AMADO, R. C. Determinação de sistema de reentrada com paraquedas da plataforma laicansat. Universidade de Brasília, 2018. Citado 16 vezes nas páginas 8, 9, 10, 13, 25, 39, 45, 54, 55, 56, 57, 58, 60, 61, 71 e 83.

ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. [S.l.]: McGraw-Hill, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 44 e 50.

BENEDETTI, D. M. Paragliders flight dynamics. Universidade Federal de Minas Gerais, 2012. Citado 6 vezes nas páginas 8, 47, 48, 49, 50 e 51.

BORGES, R. A. et al. Laicansat-5: a mission for recording the total solar eclipse from the stratosphere. In: *Aerospace Conference, 2018 IEEE*. [S.l.: s.n.], 2018. Citado 5 vezes nas páginas 8, 9, 32, 54 e 55.

CALIFORNIA POLYTECHNIC SATE UNIVERSITY. *CubeSat Design Specification*: Rev. 13. Califórnia, EUA, 2014. Citado na página 53.

CIMAF. *Manual técnico de Cabos*. Osasco - SP, Brasil, 2009. Citado na página 72.

COCKRELL, D. J. *The aerodynamics of parachutes*. [S.l.]: Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1987. Citado 4 vezes nas páginas 40, 41, 48 e 86.

DAI, Q. et al. Performance simulation of high altitude scientific balloons. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. Citado na página 24.

Drone Up Lift. *Turnigy 9X Transmitter Review*. Acessado em: 25 jun. 2019. Disponível em: <http://www.droneuplift.com/turnigy-9x-transmitter-review/>. Citado 2 vezes nas páginas 10 e 85.

EMBEDDED CONSORTIUM. *PC/104 Specification*: Version 2.6. [S.l.], 2008. Citado na página 90.

FEDERACAO PORTUGUESA DE VOO LIVRE. *Regulamento Técnico-desportivo de Voo Livre em Parapente*. [S.l.], s.d. Citado 4 vezes nas páginas 8, 9, 47 e 52.

GRIMM, A. M. *Meteorologia básica*. [S.l.]: Universidade Federal do Paraná, 1999. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 35.

HOLANDA, M. A. L. et al. Trajectory control system for the laicansat-3 mission. In: *Aerospace Conference, 2017 IEEE*. [S.l.: s.n.], 2017. Citado na página 54.

ISRAEL, M. et al. The scientific ballooning program: a state of the profession position paper. Washington University, 2009. Citado na página 23.

Jason Rhian. *Former SpaceX founding members unveil Vector Space Systems*. 2016. Acessado em: 13 set. 2018. Disponível em: <http://www.spaceflightinsider.com/missions/commercial/can-former-spacex-founding-member-enter-newspace-race-vector-space-systems/>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 53.

KRAFT, T. E.; FIELDS, T. D. Feasibility of flying-wing-based aerial delivery. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017. Citado na página 47.

LEBLANC, J. Elliptical parachutes and canopy control. Australian Parachute Federation, 1997. Citado na página 48.

LETCHER, T.; WAYTASHEK, M. Material property testing of 3d-printed specimen in pla on an entry-level 3d printer. ASME 2014 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 2014. Citado na página 80.

MINISTERIO DA DEFESA, COMANDO DA AERONAUTICA, DEPARTAMENTO DE CONTROLE DO ESPACO AEREO. *ICA 53-1*: Notam. [S.l.], 2014. Citado na página 109.

MOHAMMADI, M. A.; JOHARI, H. Computation of flow over a high performance parafoil. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 44.

Motoredutor Club. *Motoredutor Planetário*. Acessado em: 25 jun. 2019. Disponível em: <https://motoredutorclub.commercesuite.com.br/motoredutor/motoredutor-planetario-conversor-reversao-sentido>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 80.

Mundo Clima. *Balões Meteorológicos*. Acessado em: 25 jun. 2019. Disponível em: <http://www.mundoclima.com.br/baloes-meteorologicos/>. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 76.

NASA CubeSat Launch Initiative. Cubesat 101: Basic concepts and processes for first-time cubesat developers. National Aeronautics and Space Administration, 2017. Citado na página 53.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. Nasa balloon program. Wallops Flight Facility, Wallops Island, EUA, 2006. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 30.

NATIONAL CENTER FOR ATMOSPHERIC RESEARCH. *NCAR-TN-28*: Superpressure balloons for horizontal soundings of the atmosphere. Boulder - Colorado, EUA, 1967. Citado na página 34.

NATIONAL CENTER FOR ATMOSPHERIC RESEARCH. *NCAR-TN/IA-99*: Scientific ballooning handbook. Boulder - Colorado, EUA, 1975. Citado 4 vezes nas páginas 29, 31, 32 e 34.

PETERSEN, H. The properties of helium: Density, specific heats, viscosity, and thermal conductivity at pressures from 1 to 100 bar and from room temperature to about 1800 k. Roskilde, Denmark: Risoe National Laboratory, 1970. Citado na página 77.

PFOTZER, G. History of the use of balloons in scientific experiments. In: *Space Science Reviews 13*. [S.l.: s.n.], 1972. p. 199–242. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 23.

PRAKASH, O. Aerodynamics, longitudinal stability and glide performance of parafoil/payload system. Indian Institute of Technology, 2004. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 48.

Ribeirão da Pesca. *Linha Multifilamento Maruri Max Force 0,40mm*. Acessado em: 25 jun. 2019. Disponível em: <https://www.ribeiraodapesca.com.br/produto/linha-multifilamento-maruri-max-force-040mm-76lb-345kg-100m.html>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 79.

SERVOCITY. *HS-785HB Servo*. Acessado em: 25 jun. 2019. Disponível em: <https://www.servocity.com/hs-785hb-servo>. Citado 2 vezes nas páginas 10 e 89.

SILVEIRA, F. L. da. A física no salto recorde de felix baumgartner. Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2015. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 33.

STRATOSCIENCE. *What are the balloons made of?* Acessado em: 20 nov. 2018. Disponível em: <http://www.stratoscience.com/what-are-the-balloons-made-of/>. Citado na página 36.

VONDER. *Manual de instruções Guincho Elétrico GEV200*. [S.l.], 2018. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 56.

WINDY. *Wind Prevision*. Acessado em: 29 out. 2018. Disponível em: <https://www.windy.com/>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 71.

YAJIMA, N. et al. *Scientific Ballooning*: Technology and applications of exploration balloons floating in the stratosphere and the atmosphere of others planets. [S.l.]: Springer Science+Business Media, 2004. Citado 4 vezes nas páginas 30, 31, 35 e 36.

Apêndices

APÊNDICE A – Modelo para simulação de velocidade terminal de paraquedas

O diagrama de blocos Simulink representado pela Fig.79 foi utilizado para a criação da Fig. 14. Os parâmetros de entrada utilizados no modelo são mostrados na Tab. 9. A execução do modelo e a criação dos gráficos é feita pelas linhas de código Matlab abaixo:

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Victor Henrique Caldeira Barbosa
% Universidade de Brasilia
% Engenharia Aeroespacial - Faculdade Gama
%
% Executar simulacao de queda livre no simulink
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
sim('freeFallModel.slx');

figure(); plot(velocity_opened, 'b', 'LineWidth', 2); grid on
title('Velocidade vertical do paraquedas inicialmente aberto');
xlabel('Tempo (s)'); ylabel('Velocidade vertical (m/s)');

figure(); plot(velocity_closed, 'r', 'LineWidth', 2); grid on
title('Velocidade vertical do paraquedas inicialmente fechado');
xlabel('Tempo (s)'); ylabel('Velocidade vertical (m/s)');
```

Tabela 9 – Dados de entrada para criação do modelo. Fonte: Tabela produzida pelo autor.

Parâmetro	**Valor**	**Unidade**
Massa total	5	kg
Dimensões do velame	1,7 x 0,56	m x m
Dimensões do carga paga	0,3 x 0,1 x 0,1	m x m x m
C_D da carga paga	2	-
C_L do velame	0,4	-
Razão de planeio	1:7	-
Abertura do paraquedas	20	s

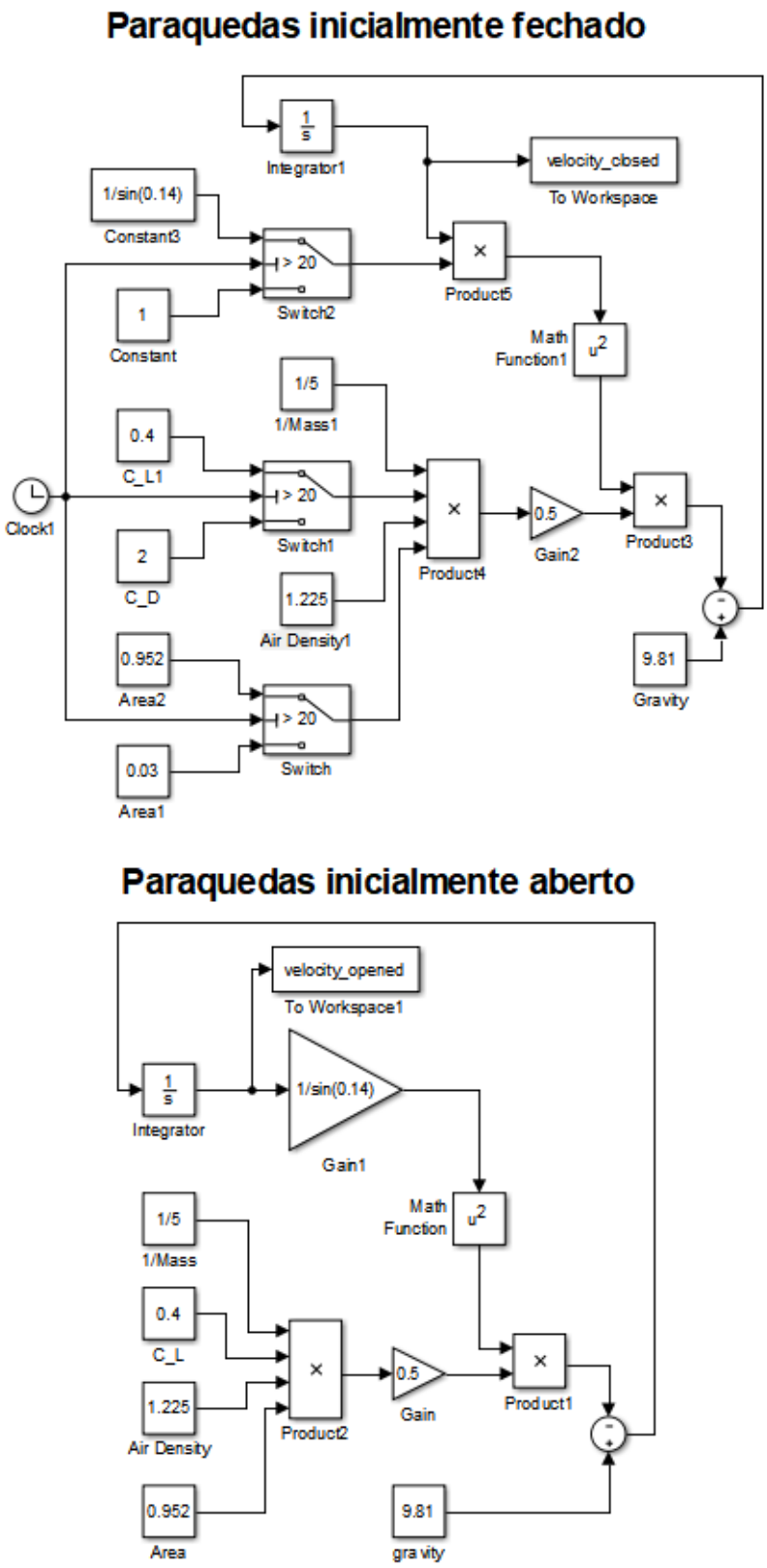


Figura 79 – Diagramas Simulink para simulação de queda com paraquedas. Fonte: Diagramas desenvolvidos pelo autor

APÊNDICE B – Algoritmo para dimensionamento geral de baloes

Algoritmo em linguagem Matlab que permite o dimensionamento de diversos parâmetros de um sistema balão, sendo aplicável principalmente em balões cativos. Tal algoritmo gerou os resultados da Tab. 3.

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Victor Henrique Caldeira Barbosa
% Universidade de Brasilia
% Engenharia Aeroespacial - Faculdade Gama
%
% Dimensionamento geral de baloes
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

clear all; close all;

% Requisitos
vel = 8; % m/s
m_payload = 4; % kg
hGround = 1172; % m
hBalloon = 1e3; % m
h = hGround + hBalloon; % m
windSpeed = 0.1:0.001:20; % m/s
% windSpeed = 12;
adiabaticProcess = false;

% Constantes
load stdAtmosphere.mat % Standard Atmosphere table
% [h(m) T(K) P(Pa) rho(kg/m^3) mu(Pa.s)
g = 9.81; % m/s^2
R = 8.314472; % Pa m3 K-1 mol-1
M_he = 4.002602e-3; % kg/mol

% Interpolacao de propriedades do ar
T_air     = interp1(stdAtmosphere(:,1) , stdAtmosphere(:,2), h);
```

```
T_ground = interp1(stdAtmosphere(:,1) , stdAtmosphere(:,2),
    hGround);
P_air    = interp1(stdAtmosphere(:,1) , stdAtmosphere(:,3), h);
rho_air  = interp1(stdAtmosphere(:,1) , stdAtmosphere(:,4), h);
mu_air   = interp1(stdAtmosphere(:,1) , stdAtmosphere(:,5), h);

% Considerando P_he = P_air (desprezando resistencia do filme)
P_he = P_air;
T_he(adiabaticProcess == false) = T_air; % Thermic equilibrium
T_he(adiabaticProcess == true)  = T_ground; % Adiabatic process

%%
% Estimando escoamento turbulento
C_D = 0.3; % If Re > 4.5e5

% Resolver equacao de velocidade para encontrar m_he
syms m_he
eqVel = vel == (2 * g / C_D / rho_air / pi^(1/3) * ...
(m_he * R * T_he * rho_air / M_he / P_he) - (m_payload + m_he) )
    ^(1/2) * ...
(4 * M_he * P_he / 3 / m_he / R / T_he) ^(1/3);

m_he_num = double(solve(eqVel, m_he));
m_he = m_he_num(imag(m_he_num) == 0);

% Calculo de volume e raio do balao
V_b = m_he * R * T_he / M_he / P_he;
r_b = (3/4 /pi * V_b) ^(1/3);

% Verificacao do Reynolds
% If Re <= 4.5e5, CD is not correct
Re_B = rho_air * 2 * r_b * vel / mu_air;

if Re_B <= 4.5e5
errorRe = 1;

%% Inicio do metodo iterativo
while errorRe > 0.001
% CD calculation
```

```
C_D(Re_B <= 4.5e5) = 0.47 + 24 / (Re_B + 1);
C_D(Re_B > 4.5e5) = 0.3;

% Resolver equacao de velocidade para encontrar m_he
syms m_he
eqVel = vel == (2 * g / C_D / rho_air / pi^(1/3) * ...
(m_he * R * T_he * rho_air / M_he / P_he) - (m_payload + m_he) )
    ^(1/2) * ...
(4 * M_he * P_he / 3 / m_he / R / T_he) ^(1/3);

m_he_num = double(solve(eqVel, m_he));
m_he = m_he_num(imag(m_he_num) == 0);

% Calculo de volume e raio do balao
V_b = m_he * R * T_he / M_he / P_he;
r_b = (3/4 /pi * V_b) ^(1/3);

% Calculo do Reynolds
Re_old = Re_B;
Re_B = rho_air * 2 * r_b * vel / mu_air;
errorRe = abs((Re_old - Re_B)/Re_B);
end
% Fim do metodo iterativo

end

% Calculo do empuxo
B = 1/2 * (C_D * rho_air * pi * r_b^2 * vel^2);

%% Calculo do arrasto
Re_drag = rho_air * 2 * r_b * windSpeed / mu_air;

C_D_drag = zeros(1,length(Re_drag));
C_D_drag(Re_drag <= 4.5e5) = 0.47 + 24 ./ (Re_drag(Re_drag <=
    4.5e5) + 1);
C_D_drag(Re_drag > 4.5e5)  = 0.3;

D = 1/2 * (C_D_drag * rho_air * pi * r_b^2 .* windSpeed .^2);

```

```
%% Tracao no cabo
T = (D.^2 + B^2).^(1/2);

%% Plots
figure(); plot(windSpeed, T, 'b', 'LineWidth', 2); title('Tracao
    no cabo de ancoragem');
xlabel('Velocidade do vento (m/s)'); ylabel('Tracao (N)'); grid
   on

if adiabaticProcess; legend('Processo adiabatico');
else legend('Equilibrio termico'); end

figure(); plot(windSpeed, D, 'b', 'LineWidth', 2); title('
   Arrasto em funcao do vento');
xlabel('Velocidade do vento (m/s)'); ylabel('Arrasto (N)'); grid
    on

if adiabaticProcess; legend('Processo adiabatico');
else legend('Equilibrio termico'); end
```

APÊNDICE C – Definição de faixa geométrica de velame

Código Matlab utilizado para criação da Fig. 32:

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Victor Henrique Caldeira Barbosa
% Universidade de Brasilia
% Engenharia Aeroespacial - Faculdade Gama
%
% Design de paraquedas - definicao de faixa geometrica
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

% Constantes
mParachute = 0.3; % kg
mPayload = 4; % kg
m = mPayload + mParachute; % kg

% Limites de design
WL_range = [4 6];
AR_range = [1.9 3];

% Faixa de geometria para calculo
Span = 0.1:0.001:3; Span = Span'; % m
Chord = 0.1:0.001:3; % m

% Calculo de propriedades do velame
WL = m./ (Span*Chord);
AR = repmat(Span,1,length(Span))./repmat(Chord,length(Chord),1);

WL(WL < WL_range(1)) = nan; WL(WL > WL_range(2)) = nan;
AR(AR < AR_range(1)) = nan; AR(AR > AR_range(2)) = nan;

WL(isnan(AR)) = nan; AR(isnan(WL)) = nan;

figure(1); subplot(1, 2, 1); contourf(Chord, Span, WL,'ShowText'
```

```
    ,'on');
title(['Carga alar (kg/m^2) - Carga paga = ' num2str(mPayload) ' kg']);
xlabel('Corda (m)'); ylabel('Envergadura (m)'); grid on

subplot(1, 2, 2); contourf(Chord, Span, AR,'ShowText','on');
title(['Alongamento - Carga paga = ' num2str(mPayload) ' kg']);
xlabel('Corda (m)'); ylabel('Envergadura (m)'); grid on
```

Alterando o parâmetro "*mPayload*"é possível calcular a faixa geométrica recomendada para qualquer carga paga. Como exemplo, a Fig. 80 mostra a faixa recomendada para uma carga de 3 kg.

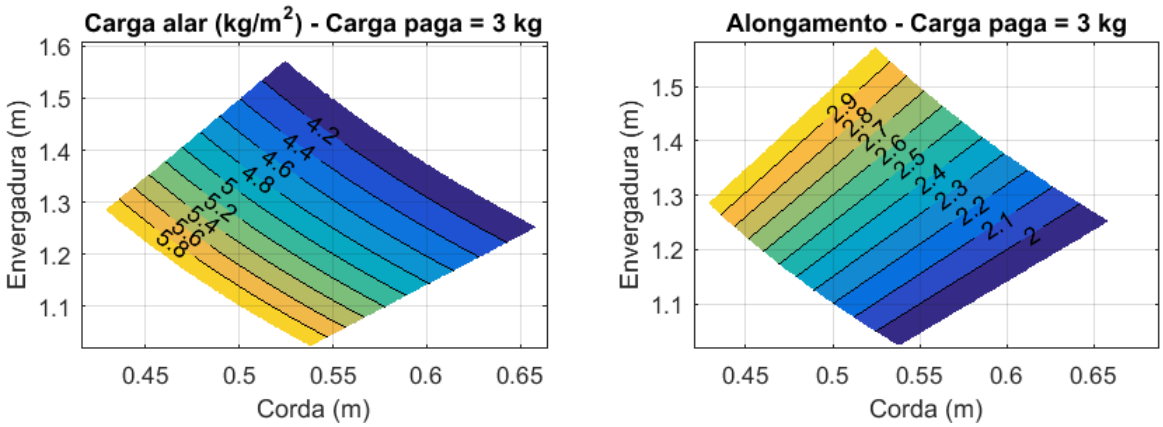


Figura 80 – Faixa de envergadura e corda possíveis para uma carga paga de 3 kg. Fonte: Figura produzida pelo autor

APÊNDICE D – Simulação de velocidade terminal de paraquedas em função da massa de carga

Simulação em linguagem Matlab usada para gerar a Fig. 45. Permite estimar a velocidade vertical de um paraquedas *ram-air* em função da massa de carga paga utilizada.

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Victor Henrique Caldeira Barbosa
% Universidade de Brasilia
% Engenharia Aeroespacial - Faculdade Gama
%
% Design de paraquedas - Velocidade vertical vs payload
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

% Constantes
rho_air = 1.225 ;%kg/m^3
mPayload_var = 0.5:0.01:8; % kg

% Parametros especificos do velame
chord        = 0.56; % m
span         = 1.7; % m
mParachute   = 0.3; % kg
Cl           = 0.4;
glideRatio   = 3;

m_var = mParachute + mPayload_var;

% Calculo de velocidade
v_m = (2*m_var*9.81 ./ (rho_air * span*chord * Cl) ) .^(1/2);
w_m = (v_m.^2 ./ (glideRatio^2 + 1) ) .^(1/2);

% Plot
figure(); plot(mPayload_var, w_m, 'LineWidth', 2);
```

```
28 title('Velocidade vertical terminal'); grid on
29 xlabel('Massa de carga paga (kg)');
30 ylabel('Velocidade (m/s)');
```

APÊNDICE E – Cilindros de He_2 - massa atual e pressão pós-enchimento

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Victor Henrique Caldeira Barbosa
% Universidade de Brasilia
% Engenharia Aeroespacial - Faculdade Gama
%
% Cilindros de helio - massa atual e pressao pos enchimento
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%% Editavel
% Propriedades nominais do cilindro
P_venda    = 200; % bar
V_nominal = 9; % m^3

% Propriedades atuais e calculos desejados
P_atual       = 150; % bar -> Preencher com a pressao atual do cilindro
calc_P_final = true; % true se desejar calcular a pressao no cilindro apos encher um balao com m_balao kg de helio, false se nao
m_balao       = 0.29; % kg -> Se calc_P_final = true, preencher com a massa a ser inserida no balao

%% Nao editavel
% Constantes
P_atm = 101.325e3; % Pa
T_amb = 288.16; % K
R     = 2076.9; % J/kg.K

% Lei dos gases ideais
m_venda = P_atm * V_nominal / (R * T_amb);

% Equacao do estado para gases em alta pressao (PETERSEN, 1970)
```

```
rho_venda = 48.14 * P_venda/T_amb * (1 + 0.4446 * P_venda/ (T_amb^1.2))^(-1); % Densidade do helio no cilindro novo

V_int = m_venda/rho_venda; % Volume interno do cilindro

rho_atual = 48.14 * P_atual/T_amb * (1 + 0.4446 * P_atual/ (T_amb^1.2))^(-1); % Densidade atual do helio no cilindro
m_atual   = rho_atual * V_int % Massa de helio atual

if calc_P_final
m_final   = m_atual - m_balao;
rho_final = m_final/V_int;

syms P_final
eq = rho_final == 48.14 * P_final/T_amb * (1 + 0.4446 * P_final/ (T_amb^1.2))^(-1);

P_final = double(solve(eq, P_final)) % Resolve eq numericamente para P_final
end
```

APÊNDICE F – Sistema de aquisição de dados: esquema elétrico e código para Arduino

O código para Arduino utilizado no sistema de aquisição de dados é mostrado a seguir:

```
1  ////////////////////////////////////////////////////////////
2  // Victor Henrique Caldeira Barbosa
3  // Universidade de Brasilia
4  // Engenharia Aeroespacial - Faculdade Gama
5  //
6  // LAICAnSat 6.2 - Aquisicao de dados
7  ////////////////////////////////////////////////////////////
8
9  // Pins GPS: RX  - 11; TX  - 10
10 // Pins BMP: SDA - A4; SCL - A5
11 // Pins SD:  RXI -  1; TXD -  0
12
13 //Adicionar bibliotecas
14 #include <TinyGPS++.h>
15 #include <SoftwareSerial.h>
16 #include <TimeLib.h>
17 #include <Adafruit_BMP085.h>
18
19 Adafruit_BMP085 bmp; // Criando objeto - sensor de pressao
20 TinyGPSPlus gps;     // Criando objeto - GPS
21
22 static const int RXPin = 10, TXPin = 11; //Pinos GPS
23 SoftwareSerial Serial_GPS(RXPin, TXPin); //Conexao serial do
      modulo GPS
24
25 void setup(){
26 Serial.begin(115200);   //Baud rate Modulo SD
```

```
27  Serial_GPS.begin(9600); //Baud rate Modulo GPS
28  bmp.begin();
29  }
30
31  void loop(){
32  //Conexao com modulo GPS
33  while (Serial_GPS.available() > 0)
34  if (gps.encode(Serial_GPS.read()))
35  {
36  // Escrever Latitude e longitude no SD
37  Serial.print(gps.location.lat(), 6); //latitude
38  Serial.print(F(","));
39  Serial.print(gps.location.lng(), 6); //longitude
40  Serial.print(F(","));
41
42  // Escrever altitude no SD
43  Serial.print(bmp.readAltitude()); Serial.print(F(","));
44
45  // Escrever hora (GPS) no SD
46  if (gps.time.hour() < 10) Serial.print(F("0"));
47  Serial.print(gps.time.hour()); //hora
48  Serial.print(F(":"));
49  if (gps.time.minute() < 10) Serial.print(F("0"));
50  Serial.print(gps.time.minute()); //minuto
51  Serial.print(F(":"));
52  if (gps.time.second() < 10) Serial.print(F("0"));
53  Serial.print(gps.time.second()); //segundo
54  Serial.print(F("."));
55  if (gps.time.centisecond() < 10) Serial.print(F("0"));
56  Serial.print(gps.time.centisecond()); Serial.print(F(","));
57
58  // Escrever tempo de execucao do codigo em milissegundos no
       SD
59  Serial.println(millis());
60
61  delay(100);
62  }
63  }
```

O esquema elétrico pode ser visto na Fig. 81.

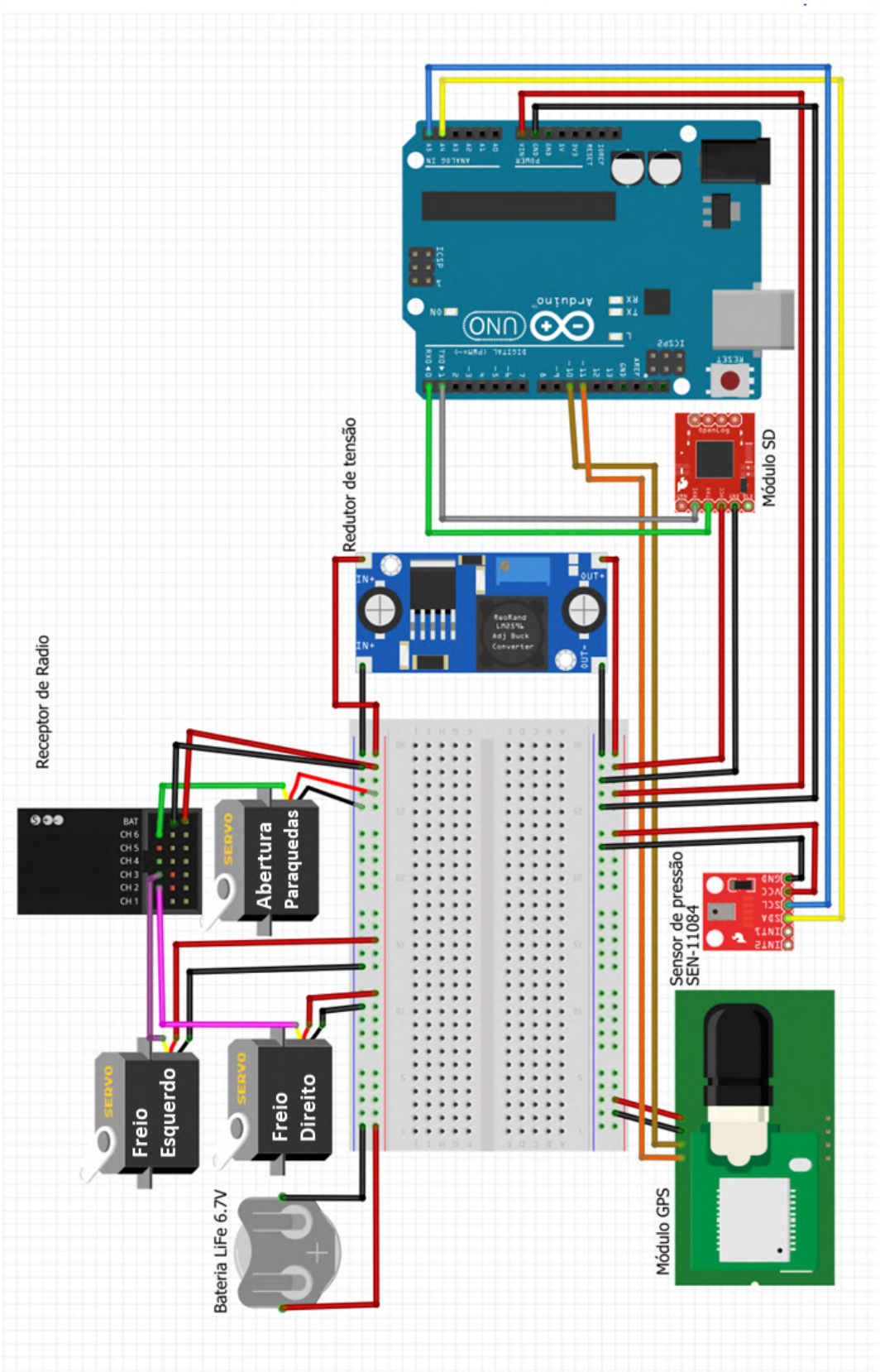


Figura 81 – Esquema elétrico do sistema de aquisição de dados e comunicação do LAICAnSat 6.2. Fonte: Figura produzida pelo autor