



PROJETO DE GRADUAÇÃO

**PROJETO DE UMA PLATAFORMA CIENTÍFICA
QUE SIMULA AS CARACTERÍSTICAS E A
OPERAÇÃO DE UM PICO-SATÉLITE PARA
PROMOVER A EDUCAÇÃO EM CIÊNCIAS E
TECNOLOGIAS AEROESPACIAIS**

Por,
Bárbara Sigilião Costa

Brasília, julho de 2013

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA

FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica

PROJETO DE GRADUAÇÃO

**PROJETO DE UMA PLATAFORMA CIENTÍFICA
QUE SIMULA AS CARACTERÍSTICAS E A
OPERAÇÃO DE UM PICO-SATÉLITE PARA
PROMOVER A EDUCAÇÃO EM CIÊNCIAS E
TECNOLOGIAS AEROESPACIAIS**

Por,
Bárbara Sigilião Costa

*Relatório submetido ao Departamento de Engenharia
Mecânica como requisito parcial para obtenção
do grau de Engenheiro Mecânico*

Banca Examinadora

Prof. Manuel Nascimento Dias Barcelos Júnior, _____
FGA/UnB
Orientador

Prof. Mário Benjamim Baptista de Siqueira, _____
ENM/UnB
Examinador interno

Prof. Paolo Gessini, FGA/UnB _____
Examinador interno

Jörg Bliesener, AEB _____
Examinador externo

Dedicatória

Às duas pessoas que representam na minha vida a expressão da benevolência, apoio e encorajamento diante dos réves, eu dedico esse projeto, minha avó Gláucia Sigilião e minha tia Miriam Costa.

Bárbara Sigilião Costa

Agradecimentos

Na travessia entre o princípio e o desfecho de uma etapa acadêmica, muitas pessoas influenciaram no meu processo de desenvolvimento profissional. Gostaria de agradecer a todas que conheci e tive a oportunidade de compartilhar projetos e missões, pois me propiciaram o trato de experiências que me engendraram engenheira. Algumas delas, no entanto transcenderam o convívio técnico e constituíram-se elementos solenes da minha jornada pessoal. Daniel, Paulinho, Nathan, Welberth, Tonton, Casari, Christian, Kaled, Raíssa, Dudu, Thamise, Manuel Barcelos dedicam-vos os agradecimentos desse projeto. Registro um reconhecimento especial para o meu namorado Daniel Melo que me auxiliou em todos os momentos e também a família Marques de Oliveira que me acolheu ao longo de toda a jornada. Agradeço também ao grupo LAICAnSAT do qual tive a oportunidade de fazer parte. À toda equipe do CINDACTA-1, especialmente ao tenente Wilder. À toda equipe da Agência Espacial Brasileira que me incentivou e ajudou. Aos professores Mário Siqueira, Paolo Gessini e Jorg Bliesener que acreditaram no projeto. O sumo agradecimento na realização dessa proposta, contudo não poderia ser de nenhuma pessoa além daquela que erigiu a essência do conhecimento (paráfrase Provérbios 2,6).

Bárbara Sigilião Costa

RESUMO

O presente trabalho tem como objetivo desenvolver um projeto de uma plataforma científica que simula as características e operação de um pico-satélite que se chamará BSat. O intuito dessa proposta é dimensionar uma estrutura leve, resistente e compacta para abarcar os itens eletrônicos necessários à operação completa do sistema com um peso máximo de 350g (peso de uma lata de refrigerante cheia). O lançamento do BSat será feito por meio de um balão cativo de uma altura mínima de 500m e o descenso acontecerá de forma controlada com o uso de paraquedas a fim de garantir um regresso incólume ao solo. A plataforma científica poderá ser utilizada por alunos universitários na realização de atividades experimentais com ênfase na área aeroespacial.

ABSTRACT

This study aims to develop a project of a scientific platform that simulates the characteristics and operation of a satellite called BSat. The objective is to design a slim, resistant and compact structure with electronic items. The maximum weight of the system is 350 g (weight of a full can of soda). The launch will be done by a captive balloon from a minimum height of 500 m with parachutes. After fall onto the ground the satellite should be undamaged. The scientific platform can be used by college students to do aerospace experimental activities

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	1
1.1	CONTEXTUALIZAÇÃO	1
1.2	OBJETIVOS	3
1.3	APRESENTAÇÃO	5
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	6
2.1	ELETRÔNICA	6
2.1.1	MICROCONTROLADOR	6
2.1.2	SENSOR DE PRESSÃO	7
2.1.3	SENSOR DE TEMPERATURA	8
2.1.4	SENSOR DE ACELERAÇÃO	9
2.1.5	SENSOR DE LOCALIZAÇÃO	10
2.1.6	COMUNICAÇÃO SEM FIO	11
2.2	ESTRUTURA	13
2.2.1	MATERIAIS	13
2.3	PARAQUEDAS	15
2.4	BALÃO CATIVO	19
3	PROJETO CONCEITUAL	21
3.1	METODOLOGIA	21
3.2	REQUISITOS DE PROJETO	22
3.3	SISTEMA ELETRÔNICO EMBARCADO	22
3.4	ESTRUTURA	23
3.5	PARAQUEDAS	25
3.6	BALÃO CATIVO	25
4	PROJETO PRELIMINAR	26
4.1	SELEÇÃO DO SISTEMA ELETRÔNICO	26
4.2	PROJETO ESTRUTURAL	28
4.3	SELEÇÃO DO PARAQUEDAS	29
4.4	SELEÇÃO DO BALÃO CATIVO	30
4.5	SELEÇÃO DA CORDA	31
4.6	DISPOSITIVO DE SOLTURA	33

5	PROJETO DETALHADO	34
5.1	CONSTRUÇÃO E MONTAGEM	34
5.1.1	BSAT	34
5.1.2	PARAQUEDAS	36
5.1.3	CARRETEL	37
5.1.4	CILINDRO	38
5.2	ENCAIXES	39
5.2.1	RODA - CARRETEL	39
5.2.2	CORDA - BALÃO	39
5.2.3	BALÃO - PARAQUEDAS	40
5.2.4	PARAQUEDAS - BSAT	40
6	RESULTADOS E TESTES	42
6.1	TESTE	42
6.2	TESTE FORÇA DE IMPACTO E ABERTURA DO PARAQUEDAS	42
6.3	CÀLCULO DA VELOCIDADE TERMINAL	43
6.4	CÁLCULO DO COEFICIENTE DE ARRASTO DO PARAQUEDAS	43
6.5	CRONOLOGIA DO LANÇAMENTO	43
6.6	COTAÇÃO	44
7	CONCLUSÕES	49
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	51
	ANEXOS	52

LISTA DE FIGURAS

2.1	Diagrama de blocos.	7
2.2	Placa ArduPilot MEGA 1 a esquerda e placa de sensores a direita.....	7
2.3	Digramas tensão - deformação para a) material dúctil b) material frágil	13
2.4	Placa de divinycell (cientecno.com)	14
2.5	Tubos de fibra de carbono (frpproducts.es).....	14
2.6	Paraquedas do tipo redondo, retangular e cruciforme respectivamente.	16
2.7	Diagrama de corpo livre.....	16
2.8	Gráfico da velocidade em função do tempo.	16
3.1	Trajectoria do objeto.....	23
4.1	Desenho conceitual do BSat.....	29
4.2	Balão em equilíbrio.....	30
4.3	Calculadora CUSF.....	31
4.4	Corda de polipropileno.	32
4.5	Dispositivo de soltura.....	33
5.1	Mecanismo de dissipação de energia.	34
5.2	Estrutura BSat.....	35
5.3	Localização do servo.	35
5.4	BSat no interior da lata de refrigerante.	36
5.5	Câmara do BSat.....	36
5.6	Visão superior do paraquedas.....	37
5.7	Detalhe do acetato.....	37
5.8	Carretel.....	37
5.9	Placa que é fixada na roda do carro.	38
5.10	Montagem do cilindro.	39
5.11	Montagem do carretel na roda suspensa.	39
5.12	Montagem do carretel na roda suspensa.	40
5.13	Ligação do balão e paraquedas.	41
5.14	Argola para encaixe do paraquedas no BSat.....	41
5.15	Argola para encaixe do BSat no paraquedas.....	41
6.1	Gráfico da altitude e aceleração vertical.	46
6.2	Gráfico de aceleração nos três eixos.	47

LISTA DE TABELAS

2.1	IEEE 802	11
4.1	Configurações do microprocessador ATMEGA 2560	26
4.2	características do XBee Pro Digimesh 900	27
4.3	características do XBee Pro Digimesh 900	28
6.1	Tabela de custos.	48

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolos Latinos

a	Aceleração	[m/s ²]
A	Área de superfície	[m ²]
C_d	Coefficiente de arrasto	
d	Diâmetro	[m]
E	Empuxo	[N]
F	Força	[N]
F_d	Força de arrasto	[N]
g	Aceleração da gravidade	[m/s ²]
I	Impulso	[Ns]
k	Constante de proporcionalidade	
m	Massa	[kg]
P	Peso	[N]
P_f	Pressão	[Pa]
P_l	Momento linear	[kg.m/s ²]
t	Tempo	[s]
T	Tração	[N]
v	Velocidade	[m/s]
v_0	Velocidade inicial	[m/s]
v_{mi}	Velocidade mínima	[m/s]
$v_{terminal}$	Velocidade terminal	[m/s]
V_1	Velocidade no ponto de estagnação	[m/s]
V_2	Velocidade do escoamento	[m/s]
x	Distância	[m]

Símbolos Gregos

ρ	Densidade	[kg/m ³]
--------	-----------	----------------------

Siglas

ADC	Analog to Digital Converter
AIAA	The American Institute of Aeronautics and Astronautics
ARLISS	A Rocket Launch for International Student Satellites
CLTP	CanSat Leader Training Program
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read Only Memory
FFD	Full Feature Device
GPS	Global Positioning System
HR- WPANs	High rate Wireless Personal Area Networks
IDE	Integrated Development Environment
IEEE	Institute of Electrical and Electronics Engineers
I/O	Input/Output
ISM	Industrial Scientific Medical Radio Band
LAN	Local Area Network
LEDs	Light Emitting Diode
LRWPAN	Lower Rate Wireless Personal Area Network
MRWPAN	Medium-Rate Wireless Personal Area Networks
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NTC	Negative Temperature Coefficient
PAN	Personal Area Network
PWM	Pulse Width Modulation
PTC	Positive Temperature Coefficient
RAM	Random Access Memory
RFD	Reduced Feature Device
RTD	Resistance Temperature Detector
USART	Universal Synchronous/Asynchronous Receiver/Transmitter
USB	Universal Serial Bus
USSS	University Space Systems Symposium
UTC	Universal Time Coordinated
WAN	Wide Area Network
WiFi	Wireless Fidelity

Capítulo 1

Introdução

1.1 Contextualização

O Brasil representa o país da América do Sul com o maior potencial de desenvolvimento de uma indústria aeroespacial expressiva. Sua representação competitiva é internacionalmente reconhecida principalmente nas áreas relacionadas a aeronáutica.

No setor espacial especificamente, o país produz satélites, foguetes de sondagem e veículos lançadores. A ampliação de pesquisas nessa área agrega não apenas melhorias para o Brasil como impõe vantagens estratégicas. Por isso, o programa espacial brasileiro investe em bases fortes de engenharia, tecnologia e infraestrutura de apoio às atividades espaciais. Apesar de todo desenvolvimento, há uma lacuna no que diz respeito a recursos humanos.

Projetos que incentivem a experimentação e desenvolvimento de conhecimentos relacionados às ciências espaciais são fundamentais para a capacitação de recursos humanos no país. O incentivo a capacitação vem se ampliando com a criação e aumento de cursos de graduação e pós-graduação em engenharias relacionadas ao âmbito espacial. A Universidade de Brasília (UnB) criou recentemente (2012), o curso de engenharia aeroespacial no campus Gama promovendo qualificação de pessoas no setor.

O termo CanSat se refere a um modelo de um mini-satélite (pico-satelite) colocado no interior de uma lata de refrigerante comum. A palavra é uma junção do termo “Can” que significa lata em inglês com o vocábulo “Sat” que é uma abreviação da palavra satélite. A expressão CanSat foi usada pela primeira vez em novembro de 1998 no simpósio University Space Systems Symposium (USSS - Havaí) sugerida pelo professor Bob Twiggs da Universidade de Stanford. A primeira sugestão era construir uma estrutura que fosse do tamanho de uma lata de refrigerantes e lançá-la no espaço. O volume deveria ser o mesmo de uma lata de refrigerantes cheia (350 ml) e sua massa total em torno de 500g. No movimento descendente por meio de paraquedas o minisatélite deveria ser capaz de realizar diferentes tipos de experimentos. A completude do planejamento, desenvolvimento e produção deveria ser realizada no prazo de um ano com custos baixos.

A partir dessa ideia inicial de construir um protótipo de uma plataforma científica similar a

um satélite na qual houvesse a possibilidade de projetar e construir um modelo de espaçomodelismo prático, de baixo custo e em um período curto de tempo, o desafio estava imputado. Várias competições de CanSat foram implementadas nos mais diversos países. Os alunos teriam a oportunidade de conceber, projetar, selecionar, construir e testar diversos sistemas, mecanismos e instrumentos para viabilizar um protótipo funcional de um CanSat. Conhecimentos curriculares e extra-curriculares, conhecimentos em fabricação, planejamento de custos, trabalho em equipe, prazos, soluções inovadoras e tudo mais que envolva a confecção de um ciclo completo de projeto, agregam experiência profissional na carreira de jovens estudantes de engenharia que participam de uma competição CanSat. Alguns dos países que desenvolvem periodicamente um evento de disputa de mini satélites são a França, Holanda, Estados Unidos, Espanha e Noruega e Indonésia.

Em 1999, começou um projeto chamado ARLISS (A Rocket Launch for International Student Satellites), desenvolvido por estudantes da Stanford University Space Systems Development Program, institutos educacionais e espaçomodelistas do norte da Califórnia. O primeiro lançamento feito na ARLISS foi dia onze de setembro de 1999, o ano que começou a vigorar. O projeto ARLISS constrói, lança, testa os protótipos dos satélites e prepara-os para o lançamento em órbita terrestre e marciana. Os alunos participantes do projeto são desafiados a desenvolver e construir um projeto espacial para ser lançado em Black Rock, Nevada. Aos grupos é fornecido o veículo lançador dos CanSats que é capaz de lançar de uma só vez três protótipos com seus respectivos paraquedas. Sua descida dura aproximadamente quinze minutos simulando uma órbita baixa de horizonte a horizonte. Os times competidores do projeto ARLISS se sentem orgulhosos por não haver registros de perda de carga paga em todas as competições realizadas até então. Houve sim, estragos durante a aterrissagem ou pouso de alguns CanSats porém perda de carga paga nunca ocorreu na história do projeto [Arliss 2005].

A ARLISS começou como um programa para desenvolvimento de CanSats por estudantes universitários, porém em pouco tempo os objetivos foram expandidos para protótipos mais complexos de satélites como os que são objetos de projeto da categoria *Open Class*. Esses modelos mais avançados são do tamanho de uma lata de café contendo um satélite de operação autônoma com utilização intensa de comunicação via rádio, GPS e projeto robótico autônomo. As competições recentes estão cada vez mais sofisticadas, com tecnologias cada vez mais aprimoradas, tais como a inserção de rovers (veículos motorizados e automatizados) na carga paga controlados remotamente e sistemas de comunicação sofisticados tanto durante o voo como em solo após a aterrissagem. A ARLISS é uma competição de sucesso nos Estados Unidos e a cada ano o número de interessados em participar aumenta fazendo com que a demanda por ampliação da infra-estrutura oferecida como a parte de veículos lançadores e internet WiFi aumente progressivamente [Arliss 2005].

Outra competição aeroespacial renomada nos Estados Unidos é a Texas CanSat Competition. Ela conta com o apoio da NASA (National Aeronautics and Space Administration), com The American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), da American Astronautical Society, do Laboratório de Pesquisas da Marinha dos EUA e de várias empresas que atuam na indústria espacial para a realização do evento. Seu manual de regras é abrangente permitindo a participação de equipes estrangeiras e sua missão é das mais difíceis pois têm como objetivo principal o transporte de um ovo no interior do CanSat mantendo sua integridade desde o lançamento até a chegada ao

solo.

No Japão há um treinamento de professores que se chama CLTP (CanSat Leader Training Program). Esse treinamento tem o intuito de oferecer aos professores conceitos básicos sobre CanSat. O primeiro aconteceu na universidade Wakayama em fevereiro/março de dois mil e onze com doze participantes de dez países (Argélia, Austrália, Egito, Guatemala, México, Nigéria, Peru, Sri Lanka, Turquia, Vietnã). A segunda foi na universidade de Nihon em novembro/dezembro de dois mil e onze e a terceira foi na universidade de Tokyo Metropolitan em julho/agosto de dois mil e doze com dez participantes de nove países diferentes entre eles o Brasil (Brasil, Egito, Israel, Lituânia, Mongólia, Namíbia, Nigéria, Filipinas e Turquia). A quarta acontecerá no Japão no outono de dois mil e treze. A Agência Espacial Brasileira está organizando a primeira competição de CanSat no país para as categorias de ensino médio e superior. A previsão de realização do evento é para outubro de 2013. Esse acontecimento vai ao encontro da demanda crescente no setor aeroespacial brasileiro.

Há ainda um projeto parecido com o CanSat chamado CubeSat. A ideia original do CubeSat também veio por meio do professor de Stanford Bob Twiggs que propôs um veículo que poderia ser desenvolvido por estudantes universitários a um custo razoável e que pudesse atingir o espaço. O primeiro CubeSat foi lançado em junho de 2003 na Rússia e um número de aproximadamente setenta e cinco CubeSats foram colocados em órbita até agosto de dois mil e doze. Um dos ganhos do CubeSat é a padronização eficiente de seu tamanho permitindo uma melhor integração com o veículo lançador e o lançamento de vários CubeSats simultaneamente reduzindo custos. Essa padronização permitiu o desenvolvimento de uma biblioteca de componentes de baixo custo fabricados por diversos centros de desenvolvimento padronizados e intercambiáveis, possibilitando um projeto extremamente barato e rápido de CubeSats.

Basicamente podemos definir um CubeSat como um cubo de medidas 100 x 100 x 100 mm e massa aproximada de 1 kg. Atualmente essa medida do cubo é conhecida como 1 unidade de CubeSat para ser usada como referência a outros CubeSat maiores. A partir dessa definição de uma unidade de referência pode haver combinações para a construção de 3 unidades CubeSats ou 6 unidades de CubeSats. Já o foram colocados em órbita 3 unidades de CubeSats. Desde a proposta inicial até o conceito padronizado atualmente do CubeSat muitos estudos e esforços foram feitos para desenvolver esse modelo estrutural e seus subsistemas. A compatibilidade para lançamento por meio de foguetes e a eletrônica modular são os principais triunfos da sistematização de um formato padrão de CubeSat. A partir desse padrão, começam as possibilidades e alternativas flexíveis para a confecção de um CubeSat que atenda as demandas específicas de cada projeto.

1.2 Objetivos

O Brasil está em fase de estruturação de uma competição brasileira de CanSat adaptada às motivações e objetivos educacionais do País. A concretização da competição brasileira será um notável avanço no que diz respeito ao incentivo didático-educacional às ciências aeroespaciais no país.

Nesse cenário, o porvir da educação em ciências aeroespaciais no país terá a competição brasileira de CanSat como parte substancial do processo de aprendizagem e atração de novos alunos. O presente estudo propõe um modelo de CanSat que atenda demandas educacionais no ensino de engenharia aeroespacial na Universidade de Brasília.

O nome utilizado para designar o projeto será Bsat, sendo “B” relativo a Brasil e “Sat” a satélite, tendo por fonte de inspiração temática o CanSat e portanto existindo características comuns entre eles. O escopo desse projeto é criar uma plataforma científica simples que poderá ser utilizada por alunos universitários na realização de atividades experimentais com ênfase na área aeroespacial e futuramente servirá de base para os modelos que serão usados em competições de CanSat. A proposta oportuniza uma interação social entre os alunos preparando-os para projetos em equipe, cumprimento de metas e prazos, e ainda condiciona a realização de montagem, instalação e operação de equipamentos eletrônicos. O BSat se configura como instrumento motivador para os estudantes ingressarem em carreiras profissionais relacionadas ao tema, identificando vocações profissionais e ainda poderá ser utilizado como um canal para criação a de um espaço fixo na Universidade de experimentação e implementação contínua de projetos relacionados, construindo uma tradição educacional na área. O BSat desenvolve-se como instrumento educacional a medida que possibilita a realização de atividades que apresentem aos alunos algumas aplicações tecnológicas. O lançamento e a liberação de um satélite a partir de um foguete ou balão cativo, projeto e construção de um minissatélite, desenvolvimento de um sistema de eletrônica embarcada, testes e validações estruturais, são exemplos de aplicações.

O projeto completo de um BSat é uma estratégia de fomentação a pesquisa universitária, desafiando os alunos em termos de organização conjunta profissional para disputar e defender projetos a nível nacional e internacional, transportando assim, a competência e qualidade dos serviços educacionais prestados pelas suas respectivas universidades.

A realização de um projeto BSat no interior da universidade não apenas promove a disseminação do conhecimento de engenharia como colabora na composição intelectual dos estudantes que ocuparão o hiato de recursos humanos no setor aeroespacial brasileiro.

Os objetivos principais do Bsat são o projeto de uma estrutura que seja leve (no formato de uma lata de refrigerante) e resistente , aquisição de dados em uma descida controlada (tais como temperatura, pressão, etc...), alcance do solo sem nenhum dano físico significativo e custo (estrutura e componentes internos do BSat) baixo.

O BSat será preferencialmente lançado de um balão cativo, devido ao custo menor em comparação com um foguete, o qual será escolhido para suportar uma carga paga de 350 g. Os itens eletrônicos serão basicamente um dispositivo de comunicação wireless, sensores (temperatura, pressão, aceleração e posição.) e uma placa microcontroladora.

Os objetivos secundários do BSat são o projeto detalhado da estrutura, análise dos elementos estruturais, seleção dos componentes eletrônicos, construção de um protótipo, realização de testes, seleção de paraquedas e projeto de um mecanismo de liberação do balão.

1.3 Apresentação

CAPÍTULO 1, Introdução: Uma breve apresentação da temática do projeto e e seus objetivos a serem alcançados.

CAPÍTULO 2, Revisão Bibliográfica: Compilação de referências e conhecimentos sobre os assuntos tratados para sistematizar as informações úteis e necessárias para a confecção do projeto. O capítulo é dividido em tópicos que facilitam a classificação de cada parte do projeto.

CAPÍTULO 3, Projeto Conceitual: A metodologia empregada e os requisitos de projeto são descritos no capítulo 3.

CAPÍTULO 4, Projeto Preliminar: Organização primária dos problemas envolvidos bem como de suas condições de contorno, a fim de definir soluções viáveis e iniciais. A seleção do paraquedas, balão cativo e do sistema eletrônico é feita nessa seção. O projeto da estrutura e do dispositivo de soltura do balão cativo também são descritas nessa porção.

CAPÍTULO 5, Projeto Detalhado: Nessa seção são apresentadas especificações para o processo construtivo, a construção em si e os testes realizados.

CAPÍTULO 6, Resultados e Testes: Os testes realizados bem como os resultados obtidos são mencionados nessa parte.

CAPÍTULO 7, Conclusões: Capítulo referente as conclusões do trabalho realizado.

Capítulo 2

Revisão Bibliográfica

2.1 Eletrônica

Há uma série de produtos disponíveis que utilizam microcontroladores para executar suas funcionalidades. Alguns exemplos são instrumentos biomédicos, instrumentos de navegação por satélites, detectores de radar, eletrodomésticos, etc. Há muitas formas de utilização desses microcontroladores e a maior parte delas se refere a sistemas embarcados. A expressão sistema embarcado é usada na situação em que o microcontrolador está inserido em determinadas aplicações de forma exclusiva. No caso de uma plataforma científica que simula as características de um satélite, a operação de um microcontrolador é essencial para a funcionalidade completa do projeto.

2.1.1 Microcontrolador

Um microcontrolador é um sistema computacional completo e, portanto desempenha as funções de um computador no tamanho reduzido de um chip. Ele possui processador, memória, um sistema de clock, portas de I/O (Input/Output) e outros periféricos. Os microcontroladores são programáveis, pequenos, de baixo custo em relação a outros componentes lógicos, consomem pouca energia e precisam da construção de um circuito que englobe os sensores e atuadores. Os microprocessadores atuam de forma integrada com equipamentos diversos a fim de realizarem atividades específicas. Essa integração é chamada de sistema embarcado (do inglês embedded system) que nada mais é do que um microcontrolador inserido nas aplicações e usado de forma exclusiva por elas.

Um dos sistemas que utilizam um microcontrolador é o Arduino. Ele se constitui como uma ferramenta de controle de entrada e saída de dados. De forma prática, pode haver a ativação do sistema por um sensor, o sinal entra na etapa de processamento no microcontrolador e depois um atuador é acionado. No diagrama da figura 2.1 está descrito um esquema de blocos.

A placa do arduino possui um microcontrolador Atmel AVR ATmega (Atmel -empresa, AVR e ATmega - tipo e série do microcontrolador), um cristal ou oscilador (um relógio que envia pulsos de tempo em uma frequência especificada) e um regulador linear de cinco volts. De forma opcional

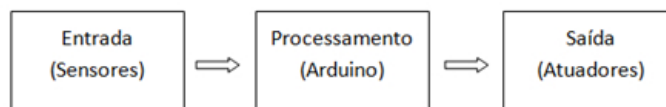


Figura 2.1: Diagrama de blocos.

também pode haver uma saída USB na placa. Além disso, há um número variado de pinos de entrada/saída para conectar sensores e outros circuitos.

A programação da placa utiliza o chamado IDE (Integrated Development Environment) do arduino que designa um software livre baseado em linguagem C/C++. Tanto os softwares como o hardware são de fonte aberta, possibilitando a utilização de seus códigos e esquemas sem restrições por qualquer pessoa interessada. Ao arduino podem ser incorporadas placas “shields” que contêm outros dispositivos como GPS (Global Positioning System), módulos de ethernet, etc, que ampliam as funcionalidades do conjunto elétrico.

Há uma plataforma, entretanto, que engloba o arduino juntamente com alguns sensores que são anexados a placa do microprocessador, chamada de ArduPilot.

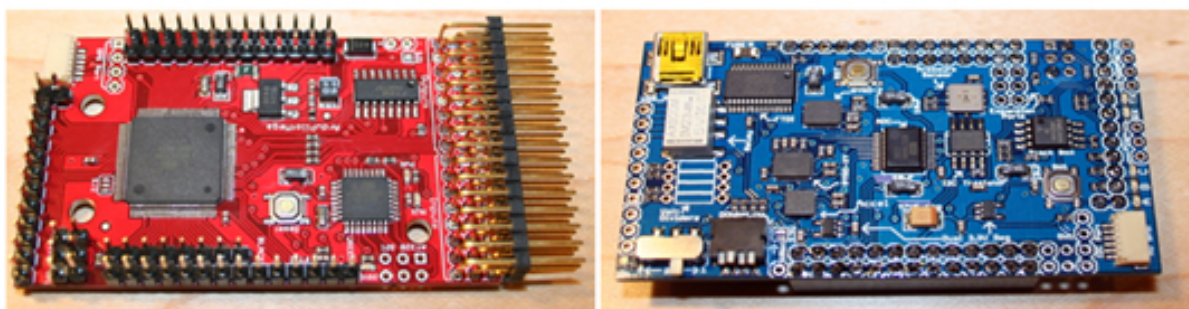


Figura 2.2: Placa ArduPilot MEGA 1 a esquerda e placa de sensores a direita.

O ArduPilot MEGA 1, por exemplo, consiste em uma plataforma de hardware open source, que contém um microcontrolador ATMEGA 2560 (de cor vermelha na Fig 2.1) e uma outra plataforma onde estão os sensores (de cor azul). Um conjunto de sensores composto por um barômetro, um giroscópio e acelerômetro de três eixos integram o conjunto. A programação do ArduPilot utiliza a linguagem própria do arduino que é baseada na linguagem de programação C/C++. Alguns sensores são mais bem detalhados nos tópicos seguintes [DiyDrones 2010].

2.1.2 Sensor de pressão

A medida de pressão (P) é uma medida de força (F) atuando em uma superfície (A).

$$P_l = \frac{dF}{dA} \quad (2.1)$$

Há algumas formas de representar a pressão de acordo com o referencial estabelecido: pressão absoluta, relativa e diferencial. Na pressão absoluta a referência é o vácuo, na relativa é a pressão atmosférica o referencial e por última na diferencial a referência pode ser qualquer pressão distinta da atmosférica e do vácuo.

2.1.3 Sensor de temperatura

A medição de temperatura pode ser feita pelos seguintes sensores:

- (a) Resistência metálica RTD;
- (b) Termopares;
- (c) Termistores;
- (d) Sensores de silício;
- (e) Sensores de radiação.

A maior dificuldade de escolha entre as classes de sensores consiste em decidir entre os de resistência metálica e os termopares ou entre os termistores e os de silício. Os sensores de radiação possuem aplicações específicas e por isso não fazem parte da comparação.

- a) Os sensores de resistência metálica RTD (Resistance Temperature Detector) são baseados na propriedade dos metais de aumentarem sua resistividade com o aumento da energia interna. Os fabricantes disponibilizam para cada RTD (varia de acordo com o metal de que é feito o sensor) uma tabela de calibração que consiste em uma lista de valores de resistência R correspondente a cada temperatura T . A partir desses valores pode ser construída a curva de calibração, ou seja, o gráfico da resistência em função da temperatura.
- b) O funcionamento do termopar é baseado no efeito Seebeck que diz que se dois metais dessemelhantes são soldados nas duas extremidades sendo uma delas aquecida, haverá uma corrente contínua percorrendo o circuito termoelétrico. Se houver a abertura de uma das extremidades, uma tensão elétrica será detectada e estará relacionada diretamente com a diferença de temperatura entre a extremidade soldada e a aberta e também a composição dos materiais. A tensão elétrica é conhecida por tensão de Seebeck. Para cada temperatura da extremidade soldada há uma curva de calibração que se encontra redigida em uma série de tabelas que mostram a tensão do termopar, supondo que uma das extremidades encontra-se a $0\text{ }^{\circ}\text{C}$. De forma geral, as curvas são aproximadamente lineares com um erro aceitável.
- c) Os termistores assim como os RTDs, são resistências elétricas suscetíveis à variação de temperatura. São divididos em dois grupos em relação ao sinal do coeficiente de temperatura da resistência, NTC (Negative Temperature Coefficient) e PTC (Positive Temperature Coefficient). O primeiro grupo são resistências de materiais semicondutores que diminuem o valor da resistência com o aumento de temperatura. Sua fabricação é feita com materiais cerâmicos

policristalinos. A diferença dos termistores em relação aos RTDs (estáveis e lineares) é seu elevado coeficiente de temperatura. Eles são produzidos com óxidos semicondutores e sua sensibilidade é tão elevada que podem detectar pequenas variações de temperatura não observadas pelos RTDs e pelos termopares. Infelizmente a onerosidade da meticulosidade de variações é a não-linearidade da curva de resistência em função da temperatura. Uma vez que a sensibilidade é dependente do processo de fabricação, a padronização desses termistores é inexistente e portanto, cada um deles deve ser calibrado. A aplicação desse tipo de sensor é feita principalmente na proteção térmica de circuitos eletrônicos como elementos limitadores de corrente em função da elevação de temperatura.

- d) O sensor LM35 é um dos sensores de silício . O princípio do sensor está na dependência entre a variação de tensão no diodo de silício e a variação de temperatura medida. A mensuração feita pelo LM35 é precisa e apresenta uma tensão de saída linear e proporcional a variação de temperatura. Ele não requer calibração externa, seu valor de medição é diretamente em Celsius, sua precisão é de 0.25 °C para a temperatura ambiente e de 0.75 para temperaturas na faixa de -55 °C a +150 °C e opera na faixa de 4 a 30 V.

Dentre os sensores enunciados os tipos mais utilizados na indústria são os termopares e os RTDs. São diversos tipos de termopares e RTDs de acordo com o metal utilizado em sua fabricação. Uma das características mais importantes dos RTDs é a estabilidade enquanto os termopares são menos estáveis se expostos a médias ou altas temperaturas. Os RDTs, no entanto não são tão robustos quanto os termopares e suas bobinas que são feitas de um fio fino de platina pode se romper com relativa facilidade. Com isso, os termopares são mais indicados para ambientes industriais.

Os sensores NTCs descrevem uma faixa útil de medida maior e permitem medições de até 500 °C, porém sua desvantagem é a baixa intercambialidade que exige calibração do sistema a cada substituição do sensor. Os sensores de silício são uma alternativa aos termistores, pois proporcionam diretamente a saída em tensão e sensibilidade elevada.

2.1.4 Sensor de aceleração

A primeira e a segunda Lei de Newton afirmam respectivamente que: “Se a força resultante sobre um corpo é nula, é possível encontrar referenciais nos quais aquele corpo não tenha aceleração”; A soma vetorial de todas as forças atuantes num corpo é o produto de sua massa vezes a aceleração [Halliday et al. 2001]. Baseado nisso, se a aceleração de um corpo e o peso desse corpo puderem ser mensurados, a força aplicada sobre ele pode ser determinada.

Uma das formas de medir a aceleração de um objeto é por meio de um acelerômetro. Os acelerômetros podem ser do tipo a) piezoresistivos, b) capacitância variável e c) piezoelétrico.

- a) O funcionamento de um acelerômetro piezoresistivo consiste em uma massa inercial que sob aceleração causa tensão na estrutura interna do sensor, na qual se encontra extensômetros montados. A variação da resistência elétrica dos extensômetros é proporcional à tensão mecânica

aplicada que também é proporcional a aceleração. Algumas de suas vantagens são as medições de vibração de baixa frequência, medição de choques mecânicos, alta sensibilidade.

- b) O acelerômetro de capacitância variável possui um microsensor com placas paralelas, formando assim um dispositivo capacitivo. O movimento causado pela aceleração causa alteração de folga entre elas e por consequência modifica a capacitância também. É normalmente utilizado para medição de baixa frequência, comportamento veicular, suspensão automotiva, teste de freios e medição de aceleração de baixo g.
- c) O piezoelétrico é formado por uma massa inercial que na ação da aceleração causa compressão ou cisalhamento de um cristal piezoelétrico. A diferença de potencial gerada pelo cristal piezoelétrico é proporcional à aceleração. Sua utilização é desejada principalmente na medição de vibração de média e alta frequência, motores, sistemas rotativos, estruturas, medições de aceleração de alto g.

Os acelerômetros podem ser de dois eixos ou três eixos. O acelerômetro de três eixos é utilizado em grande escala para detecção de movimento, sensor de nível de inclinação, choque, descida e subida de planos inclinados e detector de queda livre. Para selecionar um acelerômetro adequado para cada projeto algumas características devem ser consideradas: faixa de medição, interface, número de eixos de medida e alimentação [Sparkfun 2012].

A faixa de frequência representa os limites do que o acelerômetro pode medir. Uma pequena faixa geralmente, significa um resultado mais preciso. Quanto à interface, os acelerômetros podem ter uma interface analógica, pulse-width modulated (PWM) ou digital. Quanto ao número de eixos de coordenadas o melhor custo-benefício é o acelerômetro de 3 eixos uma vez que não é muito mais caro que os outros com menos eixos e concede informações a mais que os outros. Por último, a alimentação do acelerômetro é importante principalmente se ele for alimentado por bateria. Alguns acelerômetros possuem um modo SLEEP para poupar energia.

2.1.5 Sensor de localização

A instrumentação GPS obteve um considerável desenvolvimento em diversos estágios de projeto e implementações tecnológicas, objetivando a melhora de qualidade das coordenadas geodésicas, do registro do tempo, da modularização e da miniaturização dos receptores. A expansão das aplicações do GPS e o aperfeiçoamento da precisão trouxeram aos usuários uma gama de equipamentos de alta confiabilidade em termos de aplicações específicas de posicionamento e navegação [Junior 2007].

O módulo GPS é um circuito eletrônico que permite a conexão com a placa do Arduino para a realização de captura de dados de posição e altitude basicamente. No entanto, é possível a captação de dados de velocidade, data e tempo de acordo com a UTC (Universal Time Coordinated). O GPS possui uma antena que é o elemento responsável pela detecção das ondas eletromagnéticas oriundas dos satélites para transformá-las em sinais elétricos que são processados por circuitos eletrônicos e enviados ao microcontrolador.

2.1.6 Comunicação sem fio

A tecnologia de rede sem fios ou wireless propicia a troca de informações em locais diferentes sem a utilização de cabos (telefônico, coaxial, óptico), apenas por radiofrequência (ondas de rádio) ou comunicação via raios infravermelhos. Essa tecnologia se estende desde transceptores de rádio como “walkie-talkies” até satélites artificiais. A comunicação digital sem fio é baseada na área de abrangência e está dividida em três grandes grupos: PANs , LANs, WANs e a IEEE (Institute of Electrical and Electronics Engineers) é o órgão que sistematiza e padroniza os protocolos de comunicação em rede com ou sem fio, a fim de propiciar a intercambialidade de tecnologias. O objetivo da padronização é a compatibilidade entre dispositivos de diferentes fabricantes. A série 802 é uma das séries de padrões criados pela IEEE mais importantes.

Como dito anteriormente, a comunicação sem fio é classificada em função da distância de comunicação. As classes WLAN e WPAN são de comunicação de baixo alcance. A primeira delas propõe a extensão ou substituição da rede de comunicação com fios (LANs). Normalmente a WLAN (IEEE 802.11) encontra-se de forma integrada com uma LAN cabeada, como por exemplo, no caso de uma rede Ethernet (IEEE 802.3) ampliada com o uso de roteadores wireless. A característica da classe de rede WLAN é a maximização da taxa de transmissão de dados e do raio de alcance. Ela funciona atualmente em uma frequência de operação por volta de 2.4GHz com uma taxa de transmissão de até 300 Mbps. A segunda classe de rede chamada WPAN tem por objetivo a substituição das redes de comunicação com fio e ainda pode ser subdividida em três classes, HR-WPANs (IEEE 802.15.3), MR- WPANs (Bluetooth) e LR- WPANs (IEEE 802.15.4). As WANs ou WWAN (wireless wide areas networks) são as redes de grandes operadoras de celular, pagers e trunking.

Tabela 2.1: IEEE 802

IEEE 802.2	Ethernet
IEEE 802.11	Wireless LAN (Wi-Fi)
IEEE 802.15	Wireless Personal Area Network (WPAN)
IEEE 802.15.1	Padrão Bluetooth
IEEE 802.15.4	Padrão ZigBee
IEEE 802.16	Broadband Wireless Access (certificado Wi MAX)

O padrão IEEE 802.15.4 opera nas bandas de frequência ISM (Industrial Scientific Medical) e utiliza as frequências 868 MHz, 968 MHz e 2.4 GHz. Dentre as três frequências de operação, apenas a de 2.4 GHz opera no mundo inteiro. A primeira e a segunda são utilizadas na Europa e América (do Norte e do Sul) respectivamente.

O IEEE 802.15.4 é a base para os protocolos da classe LR-WPAN (Lower Rate Wireless Personal Area Network) e um dos protocolos dessa classe é o protocolo ZigBee. A taxa de transmissão o consumo de energia são baixos nos dispositivos e portanto uma de suas características é a longa duração de baterias de alimentação.

O padrão Bluetooth transmite dados de 1 a 3 Mbps e substitui acessórios de computadores tais como o mouse. Seu alcance é de alguns metros, porém ainda precisa de uma considerável energia de alimentação. Finalmente, o padrão ZigBee é o mais simples, barato e que exige a menor energia de alimentação das três classes. Essas características, no entanto, implicam em uma menor taxa de transmissão de dados. Para efeito de projetos, todavia, essa transmissão mínima de dados é suficiente para a transmissão e recebimento de comandos e informações de sensores diversos.

“O padrão ZigBee é definido como uma convenção de comunicação sem fio, a qual se utiliza de uma pilha de protocolo particular com a qual é capaz de manter uma comunicação com outros dispositivos do mesmo padrão” [Bezerra 2012]. Basicamente, o protocolo padrão ZigBee é capaz de realizar a comunicação de um microcontrolador que o possui em sua memória com outro microcontrolador pertencente a mesma rede por transmissão via rádio.

Uma das características interessantes do protocolo padrão ZigBee é que ele é considerado um padrão livre para aquisição que possui suas especificações disponíveis para qualquer usuário. Esse sistema aberto é de responsabilidade da Alliance ZigBee, que é uma sociedade formada por empresas do setor eletrônico. Elas criaram e padronizaram esse protocolo com a finalidade de produzir um sistema compatível independentemente da empresa que produzisse o circuito.

No padrão ZigBee existem dois dispositivos que interagem entre si na rede, FFD (Full Feature Device) e o RFD (Reduce Feature Device). Eles são classificados de acordo com o número de tarefas que ele é capaz de executar a partir de comandos armazenados na memória do microcontrolador. O FDP é considerado um dispositivo pai, pois possui uma lista completa de instruções em sua memória, é capaz de assumir qualquer papel na rede padronizada (IEEE 802.15.4) e pode se comunicar com qualquer dispositivo na rede.

Os modos de operação do padrão ZigBee estão relacionados ao consumo de potência elétrica e são denominados de: modo inativo, modo de recepção, modo de comando, modo sono, modo de transmissão e modo ativo.

No modo inativo não há recebimento nem transmissão de dados. No modo de recepção os dados são recebidos para posteriormente serem interpretados como linha de comando no modo de comando. O modo sono ou sleep mode é de baixo consumo de energia para momentos que configuram ausência de atividade. Em contrapartida, o modo de transmissão recebe os dados e transmite para o endereço de destino. Por último, o modo ativo se manifesta no modo de recepção, de comando e de transmissão.

“O módulo XBee pode ser definido como uma plataforma embarcada de radiofrequência que utiliza uma mesma configuração física de pinos para diferentes séries de arquitetura de hardware e software” [Bezerra 2012]. O módulo XBee é formado por um hardware e um protocolo. Esse protocolo é o ZigBee explicado acima. Quanto ao hardware, os módulos podem ser divididos em XBee e XBee-Pro de acordo com a potência de transmissão. O XBee-Pro é o de maior potência e, portanto, é utilizado quando é necessário um maior raio de alcance de comunicação entre módulos.

2.2 Estrutura

Projetar é criar um plano que atenda a necessidades específicas de um problema. Se o plano resulta na criação de algo concreto, logo o produto deverá ser funcional, seguro, confiável, competitivo e fabricável. Projeto é um processo inovador e excessivamente repetitivo [Shigley et al. 2005]. O projeto estrutural objetiva o conceito de uma estrutura que atenda os requisitos necessários a fim de contemplar todas as considerações influentes no produto final.

Uma das primeiras escolhas a ser tomada é a seleção do material juntamente com a geometria desejada. Após as primeiras escolhas, a estrutura deve ser dimensionada para prevenir perda de função. As tensões e deflexões devem ser estimadas baseadas nas propriedades dos materiais constituintes. Para cálculos de deflexão e estabilidade são necessárias as propriedades elásticas (rigidez) do material e para o cálculo de tensão em um ponto crítico da estrutura é necessário compará-lo com a resistência do material nesse ponto em dada geometria e condição de uso. Os diagramas de tensão-deformação dependem do tipo de material, se ele é dúctil ou frágil.

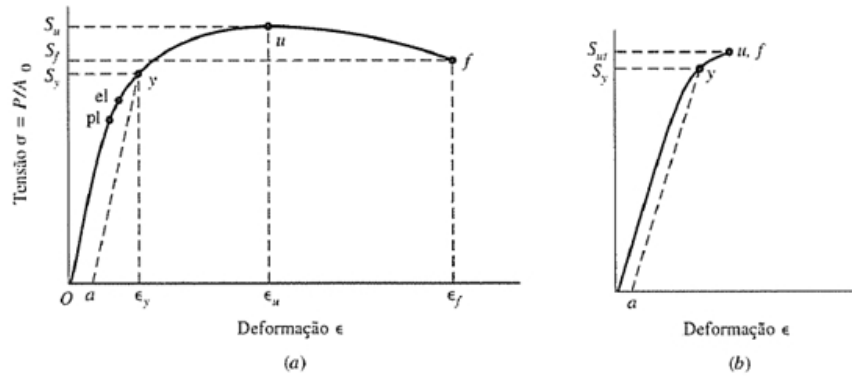


Figura 2.3: Digramas tensão - deformação para a) material dúctil b) material frágil

Quando uma força externa é aplicada a uma estrutura em um tempo inferior a um terço do menor período de vibração natural da mesma, essa força é chamada de carga de impacto. Há testes em barras com entalhe de Charpy que utilizam barras com geometrias especificadas para determinar valores de fragilidade e resistência ao impacto. Esse teste consiste basicamente em um corpo de prova sendo atingido por um pêndulo desprendido de certa altura. O valor de impacto que é energia por ele absorvida pode ser calculada a partir da altura de oscilação após a ocorrência da fratura.

2.2.1 Materiais

Um material que reúna leveza e resistência é o ideal para o projeto do picosatélite. Com isso, a busca de materiais novos e versáteis é desejável. Na categoria de espumas, o divinycell é feito de PVC e é fabricado em modelos de diferentes densidades. Além do baixo peso, o seu uso permite versatilidade. Comercialmente, encontra-se disponível uma variedade de densidades e espessuras para o uso que se pretende e também é extremamente fácil de trabalhar.

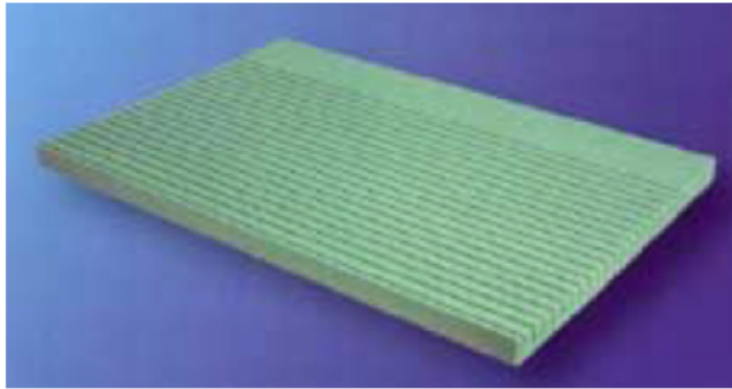


Figura 2.4: Placa de divinycell (cientecno.com)

As fibras de carbono são as mais usadas na indústria aeroespacial, pois sua resistência específica (razão entre a propriedade e massa ou densidade) é bastante alta, podendo superar a resistência específica de ligas de aço. O módulo elástico costuma também ser alto, o que significa uma boa resistência à deformação. A rigidez das fibras de carbono é particularmente interessante para garantir que um determinado componente não se deforme ou se deforme pouco sob solicitação.

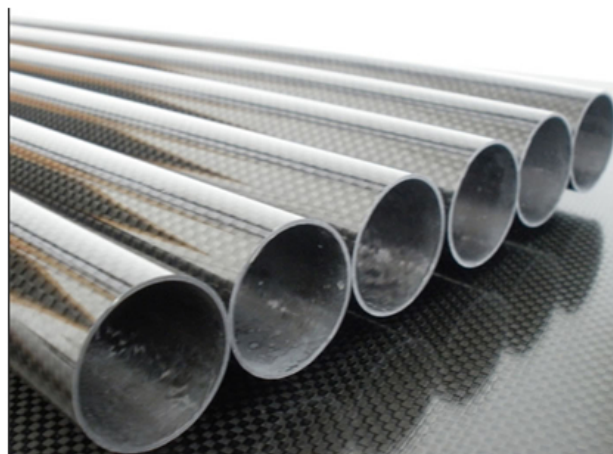


Figura 2.5: Tubos de fibra de carbono (frpproducts.es)

O carbono pode ser utilizado em placas-sanduiche que aliam alta rigidez a baixíssimos pesos. As placas desse tipo são compostas por três itens principais, duas camadas externas finas (faces) e uma camada interna espessa (núcleo). As faces suportam tensões normais de tração e compressão. O núcleo mantém um afastamento entre as faces de forma a garantir um alto momento de inércia. Como as tensões na região central de uma placa flexionada são pequenas, o núcleo pode ser construído de materiais leves como, por exemplo, espumas, madeiras, plásticas e colmeias. O honeycomb é um exemplo de colmeia e sua geometria contribui para o amortecimento de vibrações, pois é possui pequenas áreas de ar confinado.

2.3 Paraquedas

O primeiro objetivo da recuperação de um objeto por meio de paraquedas é reduzir a velocidade desse objeto a um valor suficientemente pequeno que não ocasione dano aos componentes. O paraquedas deverá ser ejetado próximo do apogeu devido à baixa velocidade do movimento para evitar danos ao sistema de recuperação e ao objeto que está sendo lançado.

Dos muitos tipos de paraquedas existentes, há três mais conhecidos que são os redondos, os retangulares e os cruciformes. Os paraquedas redondos possuem uma forma semiesférica parecendo um cogumelo e são os mais comumente conhecidos e abundantemente difundidos. São utilizados principalmente para fins militares, emergências e desaceleração de cargas. Eles podem apresentar um furo no topo superior do velame para que haja saída de ar interior e redução de oscilações durante a descida.

Os de tipo retangulares são amplamente empregados no paraquedismo e nos voos de parapente, pois se assemelham a asas de avião. Trata-se de um paraquedas em forma de aerofólio que consiste em células preenchidas com ar pressurizado para permitir controle de velocidade e direção. Esses gomos de ar possibilitam a liberdade de escolha do local de pouso. Sua vantagem, portanto, é maior precisão na aterrissagem em relação ao paraquedas semiesférico. O paraquedas quadrado ou cruciforme têm uma copa em forma quadrada. Seu maior benefício é a redução de oscilações e um ritmo lento de descida.

A figura 2.6 mostra os diferentes tipos de paraquedas.

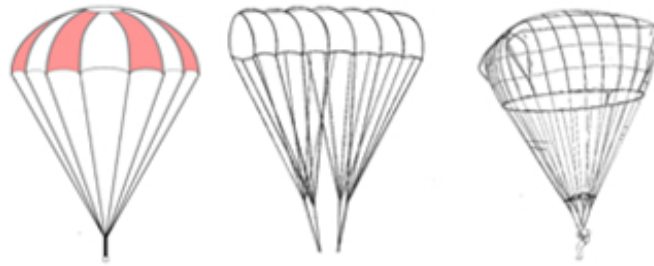


Figura 2.6: Paraquedas do tipo redondo, retangular e cruciforme respectivamente.

No conjunto BSat-paraquedas o diagrama de corpo livre é feito de acordo com a Fig. 2.7, em que o paraquedas desacelera a carga paga, onde k é o coeficiente de proporcionalidade.

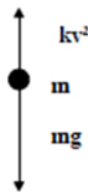


Figura 2.7: Diagrama de corpo livre.

Para os cálculos que serão realizados considerar-se-á o conjunto da carga paga como uma massa m que é equivalente a do BSat (350 g). A força vertical positiva corresponde a força de resistência do ar e a negativa é a força peso.

No primeiro momento de descida o objeto está acelerado pela ação da gravidade e após a abertura do paraquedas, a força de resistência do ar ou força de arrasto, desacelera o movimento. As duas forças se igualam em módulo e a aceleração atinge um ponto nulo a partir do qual há um deslocamento com velocidade constante até a chegada ao solo como pode ser visto na figura 2.8.



Figura 2.8: Gráfico da velocidade em função do tempo.

O valor da velocidade terminal pode ser encontrado pela segunda Lei de Newton da seguinte forma:

$$ma = mg - kv^2 \quad (2.2)$$

$$m \frac{dv}{dt} = mg - kv^2 \quad (2.3)$$

$$\frac{mdv}{mg - kv^2} = dt \quad (2.4)$$

Integrando para g e k constante e $v < \sqrt{\frac{mg}{k}}$:

$$\frac{m}{k} \int_{v_0}^v \frac{dv}{\frac{mg}{k} - v^2} = \int_0^t dt \quad (2.5)$$

$$\frac{m}{k} \left[\sqrt{\frac{k}{mg}} \tanh^{-1} \left(v \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right]_{v_0}^v = t \quad (2.6)$$

$$\sqrt{\frac{m}{kg}} \left[\tanh^{-1} \left(v \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) - \tanh^{-1} \left(v_0 \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right] = t \quad (2.7)$$

$$v = \sqrt{\frac{mg}{k}} \tanh \left[t \sqrt{\frac{kg}{m}} + \tanh^{-1} \left(v_0 \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right], v_0 < \sqrt{\frac{mg}{k}} \quad (2.8)$$

Quando t aumenta, a função tangente hiperbólica se aproxima do limite 1 e resulta em um valor limite de velocidade de acordo com a equação 2.9.

$$v_{terminal} = \sqrt{\frac{mg}{k}} \quad (2.9)$$

O termo kv^2 pode ser substituído por F_d que também representa a força de resistência do ar (força de arrasto).

$$ma = mg - F_d \quad (2.10)$$

$$F_d = 0,5\rho AC_D V^2 \quad (2.11)$$

O valor de k é função da forma do objeto, da densidade do ar e de sua área de secção transversal que está perpendicular ao movimento.

$$k = \frac{1}{2} \rho AC_D \quad (2.12)$$

$$x = v_{terminal} t \quad (2.13)$$

$$v_{terminal} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho AC_D}} \quad (2.14)$$

No caso experimental do túnel de vento a proporção em escala deve ser analisada para a obtenção de dados coerentes. O túnel de vento ideal deveria abarcar o paraquedas inteiro a fim de simular a situação real do movimento desejado. Na falta de um túnel nessas dimensões, um modelo em escala do paraquedas teria de ser construído ou adquirido para testes. O teste de queda é basicamente liberar o paraquedas com uma carga teste do alto de um prédio. A carga deve ser equivalente a do BSat para realizar o teste efetivo para o ensaio do paraquedas. No teste de queda, o coeficiente k pode ser calculado a partir da equação 2.15 ou pela 2.16 utilizando a distância x para determinar o valor procurado de k.

$$x = \frac{m}{k} \ln \left\{ \cosh \left(t \sqrt{\frac{kg}{m}} \right) \right\} \quad (2.15)$$

Outra forma de calcular o coeficiente k a partir do teste de queda utiliza uma fórmula relacionando a distância com a velocidade terminal.

A partir da equação 2.13, o valor de k é:

$$k = mg \left(\frac{t}{x} \right)^2 \quad (2.16)$$

A fórmula da velocidade terminal pode ser encontrada também através da equação do movimento.

$$x = \frac{dy}{dt} \quad (2.17)$$

$$\frac{dy}{dt} = \sqrt{\frac{mg}{k}} \coth \left[t \sqrt{\frac{kg}{m}} + \coth^{-1} \left(v_0 \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right] \quad (2.18)$$

$$\int_0^y dy = \sqrt{\frac{mg}{k}} \int_0^t \tanh \left[t \sqrt{\frac{kg}{m}} + \tanh^{-1} \left(v_0 \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right] \quad (2.19)$$

$$x = \sqrt{\frac{mg}{k}} \left\{ \frac{1}{\sqrt{\frac{kg}{m}}} \ln \left[\cosh \left(\sqrt{\frac{kg}{m}} + \tanh^{-1} \left(v_0 \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right) \right] \right\}_0^t \quad (2.20)$$

$$x = \frac{m}{k} \left\{ \ln \left[\frac{\cosh \left(\sqrt{\frac{kg}{m}} + \tanh^{-1} \left(v_0 \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right)}{\cosh \left(\tanh^{-1} \left(v_0 \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right)} \right] \right\}, v_0 < \sqrt{\frac{mg}{k}} \quad (2.21)$$

$$x = \frac{m}{k} \left\{ \ln \left[\frac{\sinh \left(t\sqrt{\frac{kg}{m}} + \coth^{-1} \left(v_0 \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right)}{\sinh \left(\coth^{-1} \left(v_0 \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right)} \right] \right\}, v_0 < \sqrt{\frac{mg}{k}} \quad (2.22)$$

Para a aceleração,

$$a = \frac{dv}{dt} \quad (2.23)$$

$$a = \sqrt{\frac{mg}{k}} \sqrt{\frac{kg}{m}} \left\{ 1 - \tanh^2 \left[t\sqrt{\frac{kg}{m}} + \tanh^{-1} \left(v_0 \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right] \right\}, v_0 < \sqrt{\frac{mg}{k}} \quad (2.24)$$

$$a = g \left\{ 1 - \coth^2 \left[t\sqrt{\frac{kg}{m}} + \coth^{-1} \left(v_0 \sqrt{\frac{k}{mg}} \right) \right] \right\}, v_0 < \sqrt{\frac{mg}{k}} \quad (2.25)$$

2.4 Balão Cativo

Aeróstatos são aeronaves mais leves que o ar e são basicamente de duas naturezas, os balões e os dirigíveis. Os dirigíveis são aeróstatos com propulsão própria, portanto, capazes de se deslocar em uma direção determinada. O balão é um aeróstato sem propulsão própria que é dependente do impulso externo das correntes atmosféricas no caso de balões de voo livre ou sujeito a manter-se preso ao solo no caso de balões cativos. O balão, tanto o de voo livre como o cativo, permanecem no ar devido a sua flutuabilidade. Isso acontece devido ao princípio de Arquimedes que afirma que todo corpo submerso em um fluido está sujeito a um empuxo vertical e para cima igual ao peso do fluido que foi deslocado na submersão. Se o fluido no interior do balão é menos denso que o fluido ao redor do mesmo, o empuxo se torna maior que a força peso e o balão alcança o seu estado de flutuabilidade.

Os balões são classificados basicamente em quatro tipos. São esses, os balões de ar quente ou Montolfieres, balões a gás ou Charlieres, balão Solar, balão Rozier. Sendo que esses balões podem ser cativos, ou seja, presos ao solo.

Os balões a ar quente funcionam pelo aquecimento do ar em seu interior, diminuindo assim, a sua densidade, e é o tipo mais comum de balão por ter um preço acessível, fácil manutenção e pequeno volume de transporte. Os balões a gás são preenchidos com um gás menos denso que o ar atmosférico e por isso eles não precisam ser aquecidos para flutuar. Com isso, eles podem voar mais tempo que os de ar quente que precisam de combustível para efetuar o aquecimento. A descida desses balões a gás é feita por meio de uma válvula de escape do fluido interno. Os gases mais usuais são o hidrogênio e o hélio.

O hidrogênio é utilizado moderadamente desde o desastre Hindenburg uma vez que é altamente inflamável. O Hindenburg era um Zeppelin movido a hidrogênio e o maior dirigível que já foi manobrado na história da aviação comercial de passageiros. Depois de cruzar o Atlântico vindo

da Alemanha, na noite de seis de maio de 1937, houve um incêndio no pouso no estado de Nova Jersey, Estados Unidos. O saldo foi de trinta e seis pessoas mortas. Na versão divulgada pelo governo alemão sobre as possíveis causas, houve uma suspeita de sabotagem por meio de bombas, e na versão americana, uma brusca manobra no pouso causou o rompimento de um dos tanques de combustível e uma faísca iniciou o processo. Recentemente, houve uma investigação feita pelo cientista doutor Addison Bain que atribuiu o incidente ao material extremamente inflamável que cobria o dirigível. O material de nitrocelulose entrou em combustão por uma faísca ocasionada pela eletricidade estática. Por isso, o gás hidrogênio é utilizado com parcimônia no balonismo, mas ainda hoje é usado em alguns balões meteorológicos e de pesquisa científica.

O gás hélio ($0,1785 \text{ kg/m}^3$) comparativamente com o hidrogênio é mais denso ($0,0899 \text{ kg/m}^3$), ocasionando uma menor ascensão. No entanto, por ser um gás inerte, o hélio oferece maior segurança no voo, sendo o mais utilizado para os balões tripulados.

Além do hélio e do hidrogênio, o gás de carvão foi um dos primeiros utilizados no balonismo e é bastante inflamável. A escolha por esse tipo de gás era feita no século 19 por ser abundante e de baixo custo.

Os balões solares apresentam o mesmo princípio do balão de ar quente. A diferença está na lentidão de aquecimento do solar.

O balão Rozier é uma espécie de híbrido de balão de ar quente na parte de baixo e balão a gás no topo da estrutura. Inventado por Pilâtre de Rozier, esse balão faz voos de longa distância com maior facilidade pois alia a vantagens dos balões de ar quente com as do balão de gás. O balão Rozier consegue voar durante um período longo de tempo e alterar agilmente sua altitude.

Em 1878, Henri Giffard also criou um balão cativo tripulado em Paris. O balão cativo é basicamente um balão preso a um fio que restringe sua movimentação em um raio específico. Esse tipo de balão é interessante na obtenção de perfis verticais de temperatura, umidade e pressão. Ele permite recuperação e ascensão repetitiva.

Capítulo 3

Projeto Conceitual

3.1 Metodologia

A metodologia adotada para o trabalho consiste na divisão do mesmo em três partes principais: projeto conceitual, projeto preliminar e projeto detalhado. Cada uma dessas fases é desenvolvida de forma sequencial e ordenada.

Primeiramente o projeto conceitual tem como objetivo maior identificar os requisitos funcionais e não funcionais e apresentar um esboço da ideia do produto BSat por intermédio de uma forma inicial que atenda os requisitos funcionais, científicos e pedagógicos. Há uma análise das restrições de projeto a fim de caracterizar as necessidades e soluções técnicas. Nessa parte há o desenvolvimento das linhas básicas da forma do produto, a produção de um conjunto de características do BSat e a integração do produto com as restrições através das funções necessárias ao cumprimento de sua definição. As soluções para a execução do projeto são corporificadas no projeto preliminar.

Na etapa do projeto preliminar ocorre o encorpamento da ideia inicial do projeto conceitual. Os modelos, a produção de códigos computacionais, montagens dos sistemas, simulações e desenhos em CAD são elaborados. Essa fase é intermediária entre os conceitos e abstrações da fase anterior e o detalhamento da fase posterior do projeto detalhado. Ainda dentro desse escopo, há a divisão funcional em temas centrais como balão cativo, paraquedas, eletrônica e estrutura.

No projeto detalhado são efetuadas todas as correções necessárias para a forma final do projeto. Ele representa uma interface entre o projeto preliminar e a construção do produto final. Com todas as decisões anteriores tomadas, são feitos os ajustes para a formatação completa do BSat. Durante o desenvolvimento da última parte também foram feitos testes para validar a qualidade do projeto e certificar o seu funcionamento. Os testes também servirão para coletar informações para realimentar o projeto a fim de que o processo fosse sempre melhorado.

3.2 Requisitos de projeto

Os requisitos de um projeto são de uma forma geral as funcionalidades ou características de um produto que atenda as expectativas inicialmente definidas. Eles precisam ser bem descritos pois são um valioso instrumento de avaliação contínua da confiabilidade das soluções encontradas durante o processo de desenvolvimento. As restrições listadas abaixo são os parâmetros que norteiam o curso que o projeto seguirá durante todo o seu desenvolvimento até seu produto final.

- massa máxima de 350 g (estrutura+componentes eletrônicos+lata);
- Altura mínima de lançamento de 500 m;
- Aquisição de dados de telemetria na descida tais como temperatura, pressão, localização e aceleração;
- Comunicação sem fio;
- Estrutura leve e resistente capaz de ser acomodada dentro de uma lata de refrigerante;
- Colisão com o solo sem nenhum dano físico significativo para os componentes;
- Custo total máximo de US\$ 1000,00.
- Tempo de desenvolvimento de 1 ano

3.3 Sistema Eletrônico Embarcado

De acordo com os requisitos de projeto o BSat deve ter um sistema de telemetria (captando e transmitindo dados de pressão, temperatura, aceleração e localização) com o envio de dados via comunicação sem fio. Dentre as muitas possibilidades de configurações de sistemas eletrônicos a serem executadas para o funcionamento do projeto, a solução buscada é a que atenda de forma mais simples a construção e implementação do protótipo.

Na escolha do “cérebro” dos comandos eletrônicos é interessante usar uma placa que agregue o microcontrolador juntamente com um “shield” de sensores. O ArduPilot é oportuno nesse sentido, pois possui um “shield” de sensores acoplados a placa do ATMEGA como o sensor de aceleração e possui entradas conectoras próprias para GPS.

Para a medida de temperatura, o sensor de temperatura deve ser suficiente para captar os valores de temperatura na faixa de medição entre 1060 m e 1660 m que são respectivamente a altitude da cidade de Brasília e a altitude a 600 m da cidade de Brasília onde ocorrerá o lançamento. Tomando por base a temperatura média anual da cidade que é de 21 °C, há um decréscimo de aproximadamente 1 °C a cada 200 m. Em uma altitude de 1660 m, portanto é esperado um valor aproximado de 12,7 °C [weatherbase 2013]. Além da faixa de medição esperada, a acurácia de medição deve ser aproximadamente 0,5 °C para garantir um número significativo de dados de temperatura.

Para reunir dados de localização a melhor escolha é um GPS pré-programável na linguagem do arduino e de uma frequência tal que não interfira na frequência de transmissão do rádio controlador. Na seleção do comunicador wireless, um XBee Pro é ideal por conta do seu maior alcance uma vez que a distância do BSat será de 500 m. O alcance do XBee comum é de 100 m e do XBee Pro de até 1,6 km. Para captar dados de aceleração, o acelerômetro do próprio ArduPilot será utilizado.

3.4 Estrutura

Para a concepção do projeto, o entendimento e análise do problema são essenciais à caracterização do mesmo. O picosatélite é lançado de uma altura fixa e quase que imediatamente o seu paraquedas é acionado. Nesse pequeno intervalo antes do acionamento a trajetória é de queda livre e a aceleração atuante é gravitacional. A Fig 3.1 ilustra a trajetória do picosatélite em queda livre (A) e a partir do acionamento do paraquedas (B).

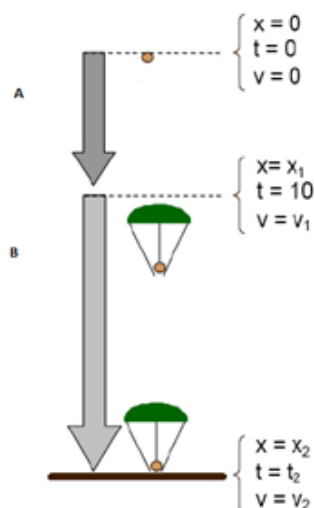


Figura 3.1: Trajetória do objeto.

No momento em que o paraquedas é acionado a força de atrito (arrasto) do fluido torna-se significativa e proporcional ao quadrado da velocidade. Para analisar o movimento, é conhecido pela segunda Lei de Newton que o produto da massa de um corpo multiplicado pela aceleração é igual ao somatório das forças que nele atuam (eq 3.1). No caso de um corpo em queda livre além da força peso há a força de resistência com o ar (eq 3.7), onde v é a velocidade do corpo, k é o coeficiente de atrito e g é a aceleração da gravidade. A força de resistência do ar é formulada assumindo que ela é proporcional ao quadrado da velocidade e age no sentido para cima. As equações que descrevem o movimento de um objeto em movimento de queda livre com o acionamento de um paraquedas estão descritas no Capítulo 2 de revisão bibliográfica.

$$ma = \sum_i F_i \quad (3.1)$$

$$m \frac{dv}{dt} = mg - kv^2 \quad (3.2)$$

Na equação 2.8 fazendo t tender a infinito, é possível calcular o valor da velocidade mínima (Eq. 3.3) que o objeto pode alcançar após a abertura do paraquedas.

$$v_{mi} = \lim_{t \rightarrow \infty} v(t) = \frac{mg}{k} \quad (3.3)$$

A constante de proporcionalidade k equação 3.2 é um valor dependente do coeficiente de arrasto (relacionado à forma do objeto), da densidade do ar e da área de secção transversal perpendicular ao movimento. O coeficiente de arrasto (C_d) para formas comuns (esfera, cilindro, etc) possui valores aproximados de tabelas que podem ser usados como referencia para uma análise preliminar. O valor de densidade do ar na equação da constante k é variável com a mudança de altitude e de temperatura, entretanto para a altitude de lançamento de 500 m esse valor é considerado constante sem maiores prejuízos.

Durante a descida com paraquedas, a velocidade é bruscamente reduzida até um valor limite constante onde o peso se iguala a força de arrasto e a aceleração é nula como mostra a equação 3.4. A velocidade limite (eq 3.5) independe da velocidade inicial do paraquedista no momento de abertura do paraquedas.

$$-mg + kv^2 = 0 \quad (3.4)$$

$$v_{terminal} = \sqrt{\frac{mg}{k}} \quad (3.5)$$

Na colisão com o solo, o BSat sofrerá uma força de impacto que produzirá os maiores esforços da trajetória. A estrutura deve ser projetada para suportar esses carregamentos do final de trajeto. Por outro lado, a leveza é um item importante no projeto estrutural para garantir que o requisito de projeto de massa até 350 g seja atendido.

Para abarcam os requisistos explicitados anteriormente, a estrutura será de materiais compósitos. Uma estrutura estável e flexível é desejável com um sistema de molas no fundo da lata dissipação de energia. Quanto à fixação, os itens eletrônicos podem ser colocados de forma simples por meio de encaixe evitando assim parafusos e porcas que agregariam maior massa ao conjunto. Além disso, a estrutura deve ser desenvolvida de tal forma que exista uma massa considerável na parte de baixo e central da lata para garantir que a lata esteja sempre na posição correta de descida. Dessa forma, o primeiro impacto terá uma dissipação de energia cinética em energia elástica por conta das molas localizadas no fundo da lata.

3.5 Paraquedas

Como o paraquedas têm por função desacelerar a massa do BSat até uma velocidade terminal suficiente para garantir sua integridade física no movimento descendente, é necessário calcular a área do paraquedas que atende aos requisitos de projeto. De acordo com o diagrama de corpo livre da Fig. 2.7, temos a análise das forças peso e arrasto.

No lançamento do BSat, ele será acelerado pela força da gravidade até o momento em que essa mesma força se iguala com a força de arrasto produzindo um cenário de aceleração nula e descida a uma velocidade constante. Para o cálculo das forças em questão, segue as seguintes equações:

$$P = mg \quad (3.6)$$

$$F_d = 0.5\rho C_d AV^2 \quad (3.7)$$

Igualando as duas equações, temos uma fórmula para encontrar o valor da área do paraquedas e consequentemente o diâmetro do mesmo. Com o diâmetro conhecido, a seleção do paraquedas está feita procurar-se-á um produto no mercado mais próximo possível do cálculo realizado.

$$A = \frac{2mg}{\rho C_d V^2} \quad (3.8)$$

$$d = 2\sqrt{\frac{A}{\pi}} \quad (3.9)$$

3.6 Balão Cativo

Para evitar manobras de recuperação, uso de queimadores e sobrepeso de combustíveis, o balão utilizado no lançamento do BSat será um balão meteorológico cativo preenchido com gás hélio. O balão meteorológico é de custo baixo para a carga paga que levará e o gás hélio não é inflamável como o hidrogênio e não apresenta riscos ao lançamento. A ideia de ser um balão cativo (ou seja, preso a uma corda) prioriza sua recuperabilidade e também auxilia no alcance da altura desejada de lançamento. A corda será de nylon usada em pesca por sua relação resistência x massa ser suficiente. A carga que o balão carregará é diretamente proporcional ao seu volume, portanto esse volume deve ser compatível com soma das massas do BSat, do paraquedas e da corda.

Capítulo 4

Projeto Preliminar

4.1 Seleção do Sistema Eletrônico

O Ardupilot MEGA 1 2560 atende as demandas de projeto, pois já inclui um microcontrolador ATMEGA 2560, e sensor de aceleração três eixos. As especificações do microcontrolador são descritas na tabela 4.1.

Tabela 4.1: Configurações do microprocessador ATMEGA 2560

	Flash	4 EEPROM	RAM	I/O pins	Resolução 16 bits Canais PWM	Serial USARTs	Canais ADC
ATmega2560	256 KB	4 KB	8 KB	86	12	4	16

Os dados de pressão e temperatura podem ser medidos pelo Absolute Bosch pressure sensor and temp do ArduPilot. Esse sensor é usado para encontrar os valores de altitude e isso é feito por meio das medições de pressão e temperatura.

O sensor de localização será um GS407 U-Blox5 GPS 4Hz que é pré-programado para o ArduPilot e é do tipo plug and play, podendo ser diretamente encaixado no conector GPS do ArduPilot. O custo do GPS ublox 5 com o adaptador é de US\$ 85,90 [DiyDrones 2010] e do cabo conector que fará a interface com o ArduPilot é de US\$2.95 [Sparkfun 2012].

Na parte de comunicação do BSat, o XBee Pro Digimesh 900 RPSMA é suficiente para atender as demandas do projeto. Ele utiliza o protocolo ZigBee que é destinado para aplicações embarcadas que exigem baixa potência e baixo consumo de energia. O módulo XBee Pro é da empresa MaxStream. Ele possui três opções de antenas: tipo Chicote (um pedaço de fio de aproximadamente 2,5 cm), Conector (para antena externa), e tipo Chip a mais compacta. Com o dos tipos Chicote e Externa é possível direcionar o feixe de sinal, e assim, melhorar o desempenho da comunicação. A antena utilizada portanto, será uma do tipo externa que consiste em um fio de cobre soldado ao módulo XBee. As especificações do modelo estão na tabela 4.2. É necessário usar dois módulos XBee, um no BSat juntamente com uma antena, que nesse caso, será um fio de cobre e outro

conectado a um computador via USB que servirá como estação solo. A conexão com o Ardupilot realizar-se-á pelo XtreamBee XBee adapter board Seu peso é de apenas 3 g e é compatível com o XBee Pro [DiyDrones 2010]. O adaptador para o computador será uma XBee Explorer USB que funciona para a versão do XBee Pro e tem embutida uma entrada mini USB [Sparkfun 2012].

Tabela 4.2: características do XBee Pro Digimesh 900

Especificações do XBee Pro Digimesh 900 RPSMA	
Taxa de dados de RF	156 Kbps
Alcance Indoor/Urbano	450 ft (140 m)
Alcance Outdoor em linha visível	Até 1.8 milhas (3 km)
Potência máxima de transmissão	50 mW (+17 dBm)
Sensibilidade do receptor	-100 dBm
Frequência de banda	900 MHz
Taxa de dados interface serial	Acima de 230 Kbps
Tensão de alimentação	3.0 - 3.6 V
Corrente de transmissão	210 mA
Corrente de recepção	80 mA
Corrente de Power-Down Sleep	60 uA à 3.3 V
Dimensões	2,4 cm x 3,3 cm
Peso	3 g
Temperatura de operação	-40 °C a 85 °C

Tabela 4.3: características do XBee Pro Digimesh 900

Componente	Massa (g)	Preço (US\$)	Sites
Arduino Controller	19,7	49,99	store.diydrones.com
Shield ArduPilot	13	89,99	store.diydrones.com
MPXV7002DP e Tubo de Pitot	6,8	24,95	store.diydrones.com
LM35	1	0,50	probot.co.in
GPS ublox 5	16	85,90	store.diydrones.com
XBee Pro 900MHz RPSMA	3	54,95	www.sparkfun.com
XtreamBee XBee adapter board	3,7	9,99	store.diydrones.com
XtreamBee USB XBee adapter	5	14,99	store.diydrones.com
Total	68,2	331,26	

4.2 Projeto Estrutural

O maior desafio do projeto estrutural é resistir às forças de impacto e de abertura do paraquedas e ser o mais leve possível dentro das restrições. A força de impacto pode ser calculada de acordo com o teorema de impulso na equação 4.1 que diz que um impulso produzido pela resultante das forças atuantes sobre um corpo durante um intervalo de tempo é igual a variação do momento linear no mesmo espaço de tempo [Halliday et al. 2001].

$$I = \int_{t_i}^{t_f} dP = \int_{t_i}^{t_f} F(t)dt \quad (4.1)$$

$$F = \frac{dP}{dt} = \frac{d}{dt}(mv) = m \frac{dv}{dt} = ma \quad (4.2)$$

A força de impacto com o solo de um objeto pode ser calculada como o produto de sua massa vezes a aceleração que o objeto atinge o solo considerando que o tempo de colisão é bem pequeno. O valor da massa é conhecido e equivale a 350 g, a aceleração de colisão com o solo, no entanto é desconhecida e encontrada por meio de teste com um sensor de impacto.

A Fig 4.1 descreve a geometria e forma que a estrutura possui e também a composição dos elementos eletrônicos. Em rosa, está o ArduPilot, em verde, o GPS, em azul, a bateria, em amarelo, o sensor de temperatura e em vermelho, o XBee. Os discos onde estão apoiados os elementos eletrônicos são de divynycell e o terceiro é uma placa-sanduíche de carbono e honeycomb. A estrutura é feita de três discos na horizontal para garantir estabilidade e rigidez à lata de alumínio

que a envolverá. As hastes são pequenos tubos de carbono de modo que entre as espumas ficam quatro tubos ocos e outros quatro tubos de carbono estão internos aos primeiros. Entre a placa de honeycomb e a de divinycell serão dispostas quatro molas para que no impacto com o solo os tubos internos de carbono deslizem sobre os externos e juntamente com as molas propiciem movimento a estrutura sem danificar seus componentes.

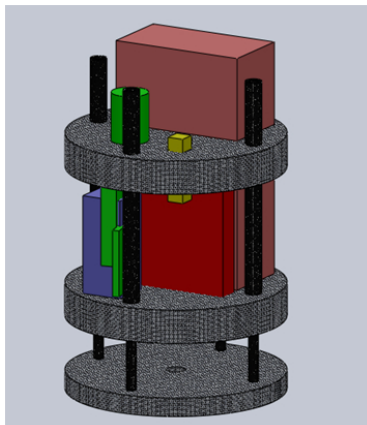


Figura 4.1: Desenho conceitual do BSat.

Quanto à disposição dos elementos no interior da estrutura, o ArduPilot foi encaixado para que seu acelerômetro estivesse centralizado e o mais próximo possível do centro de massa. O GPS foi disposto de tal modo que sua antenna estivesse para cima e o XBee de tal forma que sua antenna que consiste em um fio de cobre passasse por um furo na parte inferior da lata. A disposição dos demais componentes foi feita visando a menor economia de espaço possível.

4.3 Seleção do Paraquedas

O valor de P é conhecido, pois, a massa possui um valor limite de 350 g.

$$P = 0.350 \times 9.8 = 3.43N \quad (4.3)$$

O valor de F_d é função do coeficiente de arrasto C_d que depende da forma do paraquedas, que será do tipo semiesférico por sua fácil e barata aquisição no mercado. A densidade do ar local (ρ) é um valor conhecido e será considerado um valor constante sem maiores prejuízos para o caso. Por último, o valor de V é estimado para que a velocidade terminal não cause dano aos equipamentos e seu valor foi uma estimativa baseada em relatórios de equipes competidoras do CanSat Texas. Um dos objetivos das equipes de CanSat nas competições é atingir uma velocidade terminal entre 3 e 5 m/s.

A partir do valor do diâmetro é possível encontrar um paraquedas comercial que atenda aos requisitos. Utilizando um coeficiente de arrasto tabelado para esferas como aproximação para um paraquedas semiesférico, um valor médio de densidade para a cidade de Brasília e uma velocidade limite de 5 m/s, pode ser feita uma estimativa do diâmetro necessário do paraquedas.

$$C_d = 1.5 \quad (4.4)$$

$$\rho = 1.201 \text{ kg/m}^3 \quad (4.5)$$

$$V = 5 \text{ m/s} \quad (4.6)$$

$$A = \frac{2mg}{\rho C_d V^2} \quad (4.7)$$

$$A = 0.15 \text{ m}^2 \quad (4.8)$$

$$d = 2\sqrt{\frac{A}{\pi}} \quad (4.9)$$

$$d = 0.43 \text{ m} = 43 \text{ cm} \quad (4.10)$$

4.4 Seleção do Balão Cativo

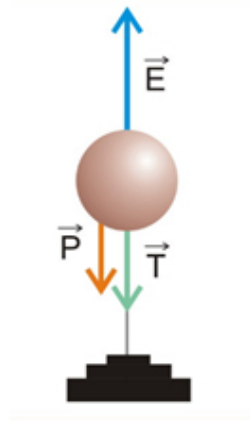


Figura 4.2: Balão em equilíbrio.

No diagrama de corpo livre do balão (Fig 4.2) é possível caracterizar as forças envolvidas quando o balão está a 500 m. A condição de equilíbrio é descrita na equação 4.11.

$$E = P + T \quad (4.11)$$

Pelo digrama temos que para o balão cativo permanecer suspenso a força de empuxo deve ser igual ao peso e a tração uma vez que o balão é cativo. Para a seleção comercial do balão, entretanto

apenas o conhecimento da carga paga é suficiente para fazer a escolha do tamanho correto. A carga paga consiste no somatório das massas do BSat, paraquedas, do dispositivo de soltura e da corda.

$$m_t = m_{Bsat} + m_{paraquedas} + m_{corda} + m_{dispositivosoltura} \quad (4.12)$$

Como o hélio do balão é menos denso que o ar atmosférico o balão subirá enquanto essa afirmação for verdadeira. No entanto, a densidade do ar diminui com a altitude e existirá um limite onde as densidades se tornarão iguais. A altitude máxima de 110 000 pés (33 528 m) é o limite teórico do balão de hélio [Lucena 2008]. O lançamento do BSat será feito em Brasília em uma altitude mínima de 500 m, e portanto esse limite onde há a igualdade de densidades não é preocupante no projeto.

Com o valor de carga paga é possível encontrar o volume necessário de Hélio para uma dada velocidade de ascensão por meio de uma calculadora online criada pela Universidade de Cambridge [CUSF 2013] que possui dados do fabricante do balão que será utilizado no projeto. Essa calculadora (Fig 4.3) utiliza as características do fabricante do balão Hwoyee utilizado nesse projeto. Os dados de entrada são carga paga, gás utilizado, modelo e massa do balão e velocidade de subida desejada. Como dado de saída está o volume de gás. Na figura 4.3, temos o volume de $1,45 \text{ m}^3$ para o balão, a uma velocidade de 4 m/s.

CUSF Balloon Burst Calculator		Constants	
Payload Mass (g)	350	For advanced use only! You can probably leave these alone.	
AND	Balloon Mass (g)		
	Hwoyee - 600	Gas	
THEN		Helium	
Target Burst Altitude (m)		Gas Density (kg/m³)	
OR	Target Ascent Rate (m/s)	0.1786	
	4	Air Density (kg/m³)	
		1.2010	
		Air Density Model	
		7238.3	
		Gravitational Acceleration (m/s²)	
		9.80665	
		Burst Diameter (m)	
		5.8	
		Balloon Cd	
		0.3	
↓			
Burst Altitude:	30791 m	Ascent Rate:	4.35 m/s
Time to Burst:	118 min	Neck Lift:	890 g
Launch Volume:	1.45 m³		1452 L
			51.3 ft³

Figura 4.3: Calculadora CUSF.

4.5 Seleção da Corda

Para selecionar a corda necessária para o projeto é preciso fazer uma estimativa do arrasto do balão cativo. Primeiramente, o raio do balão foi aproximado pelo raio de uma esfera, a partir do valor de volume (Eq4.16) encontrado pela calculadora de Cambridge e a partir desse raio calculado, foi encontrada a área. O volume mínimo dado pela calculadora foi de $1,45 \text{ m}^3$, mas para efeitos práticos será utilizado um volume de 2 m^3 para aumentar a velocidade de subida

do balão. O C_d (Eq4.14) é aproximado por um valor de coeficiente de arrasto de uma esfera [Çengel e Cimbala 2007]. A velocidade de vento escolhida nos cálculos (Eq4.15), foi considerada de acordo com a escala de Beaufort como velocidade de vento forte [MAR 2013]. A partir da equação 4.19 foi estimada a força.

$$\rho = 1,201kg/m^3 \quad (4.13)$$

$$C_d = 0,5 \quad (4.14)$$

$$v = 12m/s \quad (4.15)$$

$$V = \frac{4}{3}\pi r^3 = 2m^3 \quad (4.16)$$

$$r = 0,78m \quad (4.17)$$

$$A = \pi r^2 = \pi(0,78)^2 = 1,91m^2 \quad (4.18)$$

$$F = 0,5C_d\rho Av^2 = 82,5N \quad (4.19)$$

No projeto conceitual, a idéia era utilizar uma corda de nylon de pesca por possuir uma espessura pequena e grande resistência. Entretanto, a corda selecionada foi de polipropileno (4.4), utilizada também em pesca, devido a sua resistência à tração ser suficiente, o preço acessível e haver rolos no comprimento desejado vendidos comercialmente.



Figura 4.4: Corda de polipropileno.

4.6 Dispositivo de soltura

A separação entre o paraquedas e o balão é feita com um dispositivo de desacoplamento acionado por um motor servo. Esse dispositivo é composto basicamente de um arame vertical com um gancho na ponta de baixo, tubos de plástico, uma mola, uma retentor de roda de aeromodelismo e uma placa. O retentor permite o ajuste fino da posição da mola por meio de uma chave allen, o tubo de plástico é colado com cola instantânea na placa para servir de guia ao arame e a mola. A (Fig 4.5) mostra a composição do dispositivo de soltura. Um laço de barbante conectado ao balão meteorológico abarca o pequeno arame que por sua vez está ligado através de outro barbante a parte móvel do servo. Ao comando low do servo motor, o barbante é empurrado para baixo e desloca o arame soltando assim o laço de barbante preso ao balão. O acionamento do servo é feito via XBee e a bateria utilizada para alimentar o servo é a mesma do sistema do Bsat. Sendo assim, na separação das partes, o dispositivo de soltura desprende-se juntamente com o paraquedas.

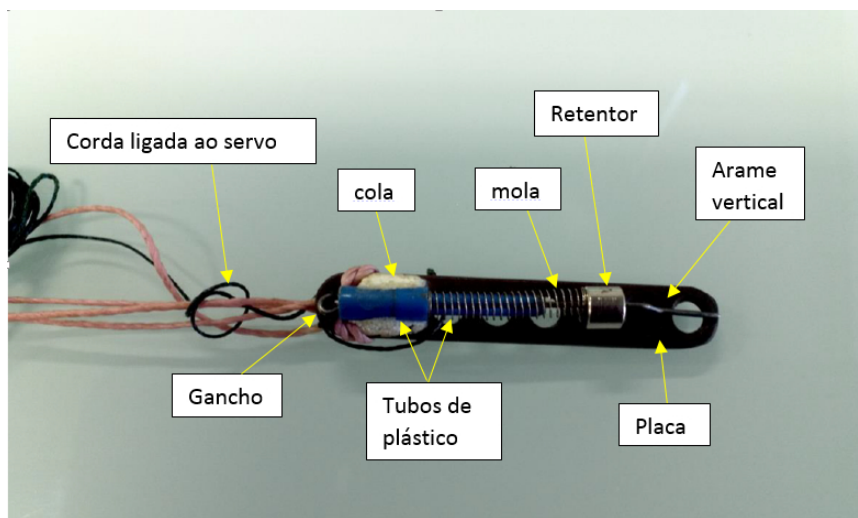


Figura 4.5: Dispositivo de soltura.

Capítulo 5

Projeto Detalhado

5.1 Construção e Montagem

5.1.1 BSat

O BSat é estruturado em três camadas, dois discos de espuma de PVC (divinycell) e um disco sanduíche de aramida (honeycomb) e fibra de carbono com matriz epóxi. Unindo os três discos há quatro tubos de carbono de 3 mm de diâmetro presos na base sanduíche por cola instantânea. Entre as duas camadas de divinycell há um outros quatro tubos de carbono de 5 mm cada que estão fixados com cola instantânea no disco de cima. Entre a placa sanduíche e o disco de aramida logo acima desta foram colocadas 4 molas como mostrado na figura 5.1.

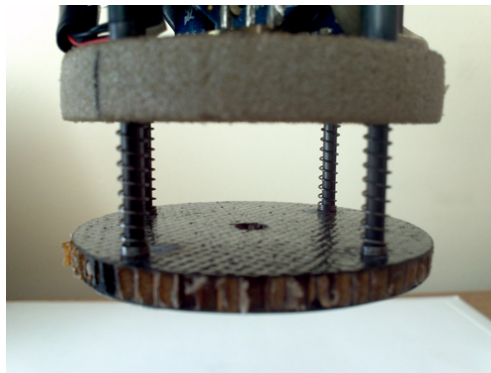


Figura 5.1: Mecanismo de dissipação de energia.

Com essa conformação, no momento do impacto, os discos de espuma de PVC tem um movimento relativo em relação ao disco de carbono e a dissipação de energia é feita por meio das quatro molas. Na figura 5.2 está a estrutura completa.

A utilização do divinycell tem uma vantagem construtiva muito grande, pois por ser uma espuma flexível, ela pode ser moldada com qualquer ferramenta de corte. Os furos para encaixar os itens eletrônicos foram cortados com estilete e depois lixados. O espaço de cada componente foi planejado para a melhor compactação possível do conjunto dentro o espaço limite da lata de



Figura 5.2: Estrutura BSat.

refrigerante. O ardupilot, e o Xbee estão apenas encaixados nos furos feitos sob medidas para suas dimensões. O GPS está ligado ao servo por uma fita e ambos estão colados por fita também a um dos tubos de 5 mm. Os fios conectores foram encaixados por furos na placa também da forma mais compacta possível. A antena do XBee passa por furos na placa de divinycell, na placa de honeycomb e na própria lata para garantir um melhor posicionamento na comunicação com a estação solo.

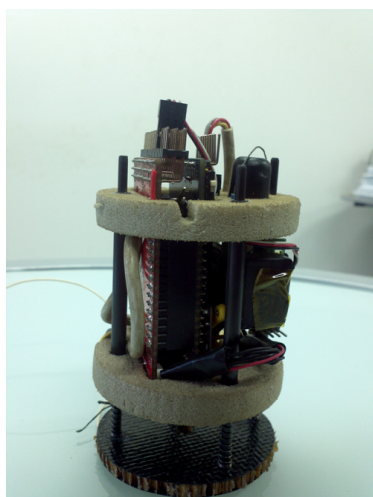


Figura 5.3: Localização do servo.

Na figura 5.3 é possível ver o braço do servo do dispositivo de soltura em amarelo que se moverá para cima e para baixo esticando a corda de dyneema para desacoplar o BSat do balão meteorológico. A estrutura do BSat fica embutida no interior de uma lata de refrigerante e na borda superior da mesma, quatro furos foram feitos para amarrar o barbante encerado que possui o gancho de encaixe com o paraquedas na outra ponta. A figura 5.4 mostra o BSat dentro da lata.

Com uma fita, a bateria foi fixada do lado de fora da lata. Ela foi colocada preferencialmente assim e não no interior por facilitar o seu manuseio. No caso de descarga ou verificação de carga mínima para mover o servo, a bateria pode ser substituída facilmente. A câmera da figura 5.5 também foi fixada por fita no exterior da lata. A massa da estrutura com os componentes eletrônicos é de 129,4 g. A montagem do BSat na lata de refrigerante juntamente com a bateria, o encaixe do

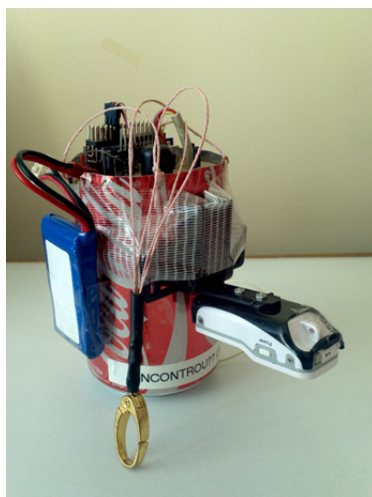


Figura 5.4: BSat no interior da lata de refrigerante.

paraquedas e a câmera somam uma massa total de 169,7g.



Figura 5.5: Câmera do BSat.

5.1.2 Paraquedas

O paraquedas originalmente não tinha nenhum elemento em sua superfície para conectá-lo ao balão. Essa forma de amarração teve que ser construída. Plaquinhas de acetato foram coladas em quatro pontos equidistantes no tecido com cola instantânea como pode ser visto na figura 5.6.

A colagem precisou de um cuidado especial para ser realizada. Como pode ser visto na figura 5.7, há um pedaço de acetato curvado por cima do nylon do paraquedas e uma placa de acetato por baixo. A cola instantânea foi colocada na parte lisa do primeiro pedaço e ele foi posicionado imediatamente no local do tecido onde estava a marcação de um dos quatro pontos. Nesse momento a outra placa de acetato já estava localizada abaixo desse ponto e do outro lado do tecido. Um pequeno peso ficou sobre o conjunto, enquanto a cola instantânea penetrava pelo tecido em direção ao pedaço de acetato embaixo do paraquedas. Na curvatura foi feito um pequeno furo para prender os barbantes. Na outra ponta desses barbantes foi colocado o dispositivo de soltura descrito anteriormente.



Figura 5.6: Visão superior do paraquedas.

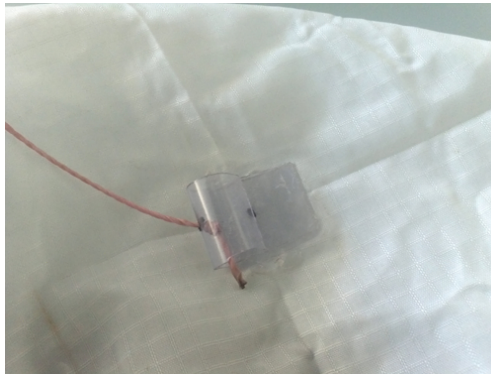


Figura 5.7: Detalhe do acetato.

5.1.3 Carretel

Inicialmente seria comprado um carretel de acionamento manual disponível comercialmente. Devido aos preços altos encontrados, um carretel mostrado na figura 5.8, foi construído com materiais de sucata .



Figura 5.8: Carretel.

Sua configuração consiste em um eixo de aço soldado em ambos os lados com duas pequenas placas de aço. Nessas placas foram feitos furos para aparafusar outras duas placas redondas de alumínio. Todos os itens usados foram pintados com tinta epóxi cinza para evitar ferrugem na

peça. Para mover o carretel há uma placa dobrada com um furo na ponta, que pode ser visto na figura 5.9, que é fixada na roda do carro e esse movimenta-o.



Figura 5.9: Placa que é fixada na roda do carro.

5.1.4 Cilindro

A montagem do cilindro foi feita utilizando a válvula modelo 300 própria para Argônio e uma mangueira de silicone. A válvula reguladora de Hélio não foi comprada uma vez que a de Argônio já estava disponível e pode ser usada sem nenhum prejuízo. A única desvantagem encontrada é a baixa vazão de gás que implica em um maior tempo de enchimento do balão meteorológico. O medidor de pressão faz a leitura em bar como mostrado na figura 5.10.

Com uma simples regra de três incluindo volume inicial, o volume para encher o balão e a pressão inicial, é possível calcular a pressão de fechamento da válvula. Na calculadora online da Universidade de Cambridge [CUSF 2013] é possível calcular o volume suficiente para encher o balão. Os dados de entrada são:

- Carga paga : 169,7 g
- Modelo e massa do balão: Hwoyee 600 g
- Velocidade de subida: 3 m/s
- Gás utilizado: Hélio



Figura 5.10: Montagem do cilindro.

O volume calculado é de 2 m^3 .

5.2 Encaixes

5.2.1 Roda - Carretel

O carretel foi feito com um pedaço de um tubo de aço 1020 e duas placas de alumínio nas laterais. Uma das laterais é presa a roda do carro por intermédio de um haste dobrada de aço com um furo correspondente ao diâmetro dos parafusos da roda. Uma das rodas é levantada por um macaco e gira em falso. O carretel portanto, se movimenta juntamente com a roda suspensa do carro para enrolar e desenrolar a corda. A figura 5.11 ilustra a montagem.



Figura 5.11: Montagem do carretel na roda suspensa.

5.2.2 Corda - Balão

A corda de polipropileno que está no carretel é amarrada ao barbante encerado e esse último é fixado na garganta do balão por intermédio de um nó. Outros dois nós são feitos em cima e embaixo do nó ligado a corda para assegurar a vedação do balão como na figura 5.12.

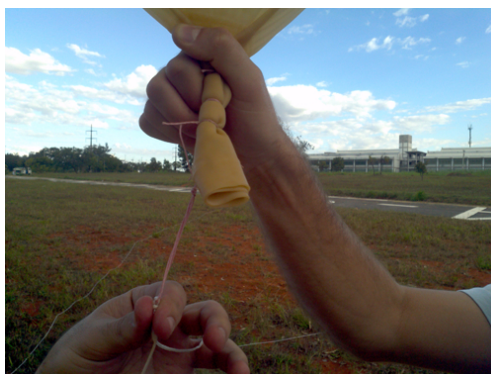


Figura 5.12: Montagem do carretel na roda suspensa.

5.2.3 Balão - Paraquedas

A ligação entre o balão e o paraquedas será o dispositivo de soltura visto no projeto preliminar. Na Figura 5.13 é possível ver as amarrações necessárias entre as duas partes olhando no sentido horário da esquerda para a direita. O primeiro quadro mostra o nó feito entre a garganta do balão e a linha dyneema que se estende até o dispositivo de soltura.

No dispositivo a linha com um laço na ponta é colocada dentro do primeiro furo superior da placa de modo a prender o arme móvel do mecanismo. No terceiro e quarto quadro da Figura 5.13 pode ser visto outro pedaço da linha de dyneema que desta vez conecta a parte de baixo da haste flexível do dispositivo de soltura com o motor servo localizado no interior do BSat. Essa junção do balão e do paraquedas permanece do modo descrito anteriormente até o momento do acionamento do servo, o que ocasiona o desacoplamento das partes. O BSat e o paraquedas juntamente com o mecanismo de soltura são desatados do balão.

5.2.4 Paraquedas - BSat

O encaixe entre o paraquedas e o BSat é feito por meio de um gancho. Os fios do paraquedas são unidos em uma pequena argola sendo fixados por meio de cola instantânea e tubo termoretrátil. Esse tubo é feito de borracha e tem a propriedade de encolher com o aumento de temperatura. Dessa forma, um pedaço do tubo foi colocado em volta do nó e aquecido por um isqueiro até estreitar esse tubo em torno dos fios. O gancho é um “snap” usado em pescarias. O resultado pode ser visto na figura 5.14.

Quatro furos foram feitos na borda superior da lata de refrigerante para fixar por nó um pedaço de barbante encerado. Os quatro pedaços foram colados em cima com cola instantânea e tubo retrátil juntamente com um gancho. A idéia é próxima ao que foi feito com o paraquedas exceto por se tratar de um gacho móvel de abertura lateral. A figura 5.15 mostra a imagem relativa à peça. O encaixe entre o paraquedas e o BSat ocorre de forma rápida e simples para a realização do lançamento.

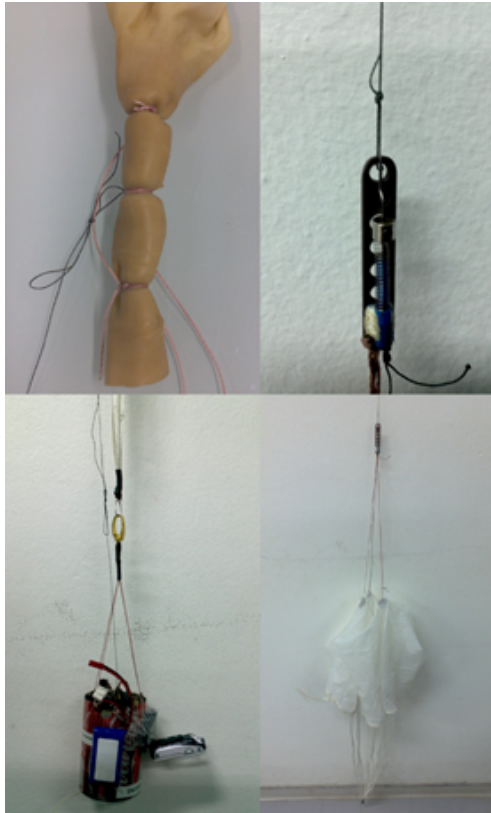


Figura 5.13: Ligação do balão e paraquedas.



Figura 5.14: Argola para encaixe do paraquedas no BSat.

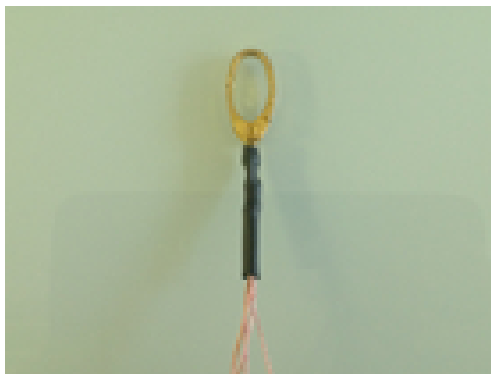


Figura 5.15: Argola para encaixe do BSat no paraquedas.

Capítulo 6

Resultados e Testes

6.1 Teste

O teste de lançamento completo foi realizado nos dias 29/06/2013 e 05/07/2013 no campus Darcy Ribeiro da Universidade de Brasília. A região exata do evento se localiza em um trecho despovoado entre o Instituto de Biologia, o Beijódromo e a Via L4 norte. No primeiro dia, os dados não foram representativos, e portanto não constam no relatório. Na figura 6.1 está o gráfico de aceleração no eixo vertical em verde e altitude em vermelho. É possível ver o pico de altitude que foi de 323 m. O início da porção linear do gráfico mostra o momento de soltura do paraquedas e o final dessa porção é exatamente a colisão com o solo onde há a aceleração máxima do lançamento.

6.2 Teste força de impacto e abertura do paraquedas

Os esforços mais críticos para a estrutura são no momento de abertura do paraquedas e na colisão com o solo. Portanto, esses dois pontos devem ser avaliados para garantir que não haja falha. Com os valores de aceleração e massa conhecidos, a força a que o BSat é submetido pode ser facilmente calculada pela segunda Lei de Newton. A massa é de 169,7g e as acelerações máximas podem ser retiradas dos gráfico das figuras 6.1 e 6.2. No gráfico de altitude é possível conhecer os pontos onde houve a chegada em solo e abertura do paraquedas. No impacto com o solo houve uma aceleração de $-46m/s^2$, o que equivale a mais de 4,6g. Na abertura do paraquedas, entretanto, a aceleração foi de $-28 m/s^2$, equivalente a 2,8g. Nas outras direções os valores de aceleração não passaram de 2g. Todos esses valores são baseados na limitação de frequência do próprio ArduPilot que é de 10 Hz. Por conta dessa limitação do sistema, há um grau de incerteza das medidas realizadas. Para aumentar a precisão dos dados, é necessário um equipamento com frequência de medição maior. Mas, mesmo assim, com o equipamento utilizado, pode-se inferir o momento de maior esforço para a estrutura é o momento de colisão com o solo. E as forças de impacto e de abertura do paraquedas são respectivamente 7,80 N e 4,75 N. Todos esses valores são baseados na limitação de frequência do próprio ArduPilot que é de 10 Hz. Por conta dessa limitação do sistema, há um grau de incerteza das medidas realizadas.

6.3 Cálculo da velocidade terminal

Durante o movimento de descida do BSat, o tempo de aceleração é desprezível e portanto, em segundos o pico-satélite alcança a velocidade terminal. O cálculo para essa velocidade foi feito utilizando a distância x até o solo de 280 m e o tempo de queda t que foi de 2 minutos e 53 segundos. A altura de 500 m não foi alcançada no teste devido a ventos laterais no momento do lançamento. O balã o estava bastante inclinado, o que prejudicou sua ascensão até uma altura maior.

$$v_{terminal} = \frac{x}{t} \quad (6.1)$$

$$v_{terminal} = \frac{280}{173} \quad (6.2)$$

$$v_{terminal} = 1,62m/s \quad (6.3)$$

6.4 Cálculo do coeficiente de arrasto do paraquedas

Para calcular o coeficiente de arrasto a partir da equação é necessário o valor da velocidade terminal e da força de arrasto, a densidade do ar e a área do paraquedas. A velocidade terminal e a densidade são valores conhecidos. A força de arrasto será aproximada pela força peso dada pela equação e a área é calculada pela equação .

$$C_D = \frac{2F_d}{\rho AV^2} \quad (6.4)$$

$$P = mg = 0,1697 * 9,8 = 1,65N \quad (6.5)$$

$$A = \frac{\pi d^2}{4} = \frac{\pi(0,91)^2}{4} = 0,65m^2 \quad (6.6)$$

Fazendo as devidas substituições, o coeficiente de arrasto é de 1,61, um valor bem próximo ao estimado no projeto preliminar. Como o paraquedas escolhido possui uma área maior que a projetada, a força de arrasto é maior e a velocidade terminal calculada acima é menor do que a de projeto.

6.5 Cronologia do lançamento

Algumas etapas são necessárias para realizar o lançamento de forma rápida e organizada. Elas estão enumeradas abaixo.

1) Escolha da data de lançamento. O mês de agosto é o mais indicado pelas condições de vento favoráveis e o intervalo de 7 as 8 horas também é o mais indicado pelo mesmo motivo.

2) Pedido de autorização para utilização do espaço aéreo (NOTAM) com pelo menos 2 semanas de antecedência.

3) Listagem de todos os itens necessários (ferramentas, componentes, etc.) a fim de evitar a ausência de qualquer material.

4) Organização de todos os itens da lista um dia antes do evento.

5) Chegada ao local com no mínimo uma hora de antecedência para preparar o lançamento no dia da realização do procedimento.

6) Montagem da válvula, da mangueira e da primeira amarração no cilindro de Hélio para encher o balão. O balão deve encostar o mínimo possível em superfícies ásperas para não rasgar seu material. Essa etapa demora alguns minutos de acordo com o volume de hélio que for utilizado.

7) Montagem do carretel na roda do carro.

8) Teste de funcionamento do Xbee e Ardupilot.

9) Montagem do paraquedas no BSat.

10) Ajuste fino do dispositivo de soltura e teste do servo.

11) Amarração de vedação do balão após o enchimento completo.

12) Amarração do balão na corda.

13) Montagem do paraquedas no balão.

14) Ascensão do balão.

15) Confirmação da altura desejada de lançamento pela telemetria do sistema.

16) Posicionamento de pelo menos duas pessoas na área imediatamente abaixo do balão para verificação visual do local de descida do BSat.

17) Liberação do BSat.

18) Retirada do conector da bateria do BSat imediatamente após sua chegada a superfície para evitar a captação de dados posteriores ao impacto com o solo e que não são significativos.

6.6 Cotação

Na tabela 6.1, há a relação de preços do projeto completo. A sigla MR significa material reciclado e portanto não há um valor de referência. Já a sigla MD significa material doado e portanto, também foi adquirido com custo nulo. O símbolo '-' representa a situação onde não há custo de frete. Pode ser visto na linha de total, um valor superior a US\$ 1000,00 e que portanto, ultrapassa a restrição de projeto. Todavia esse total correspondente ao valor dos produtos é superior ao necessário pois há duas compras superdimensionadas. Essas são as compras referentes ao cilindro

e ao gás. Com o intuito de realizar diversos lançamentos, um cilindro de 7.8 m³ juntamente com um volume correspondente de gás foi adquirido. Essa quantidade de material é suficiente para até 5 lançamentos. Para a execução de um lançamento seria necessário, um cilindro de 1.5 m³ que pode ser encontrado pelo valor de US\$ 65,00 e o gás por US\$ 84,00. Ambos os valores foram encontrados nos mesmos locais de compra descritos na tabela 6.1 para cada produto. Isso indica um valor total para realização do projeto de US\$ 966,69.

OBS: A cotação do dólar usado para converter os valores das compras feitas em Real foi de 2,15. Esse número foi obtido da taxa de câmbio do dia 17/06/2013 dado pelo banco central brasil. [BCB 2013].

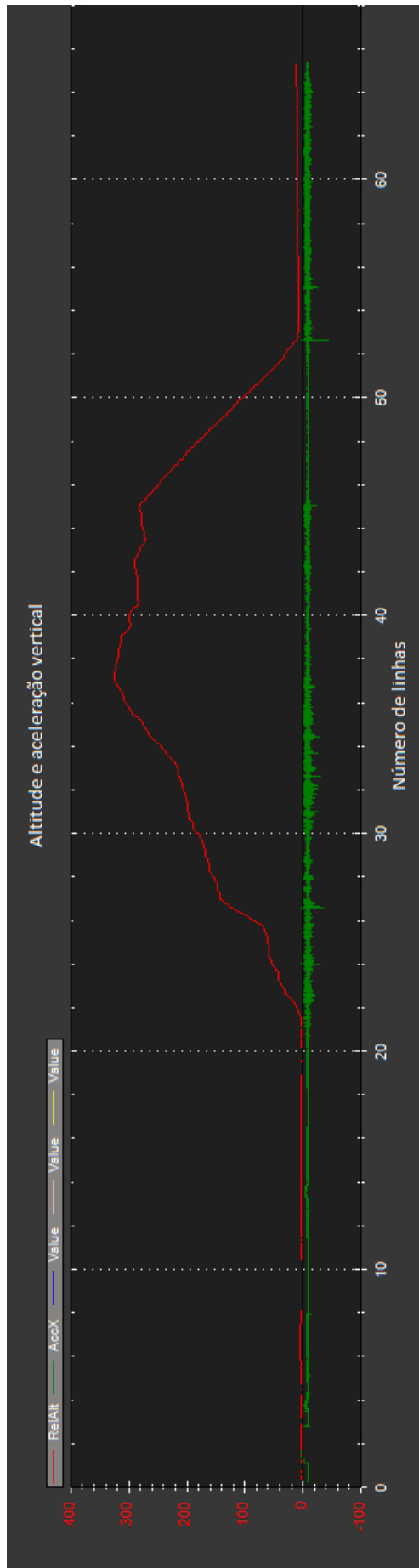


Figura 6.1: Gráfico da altitude e aceleração vertical.

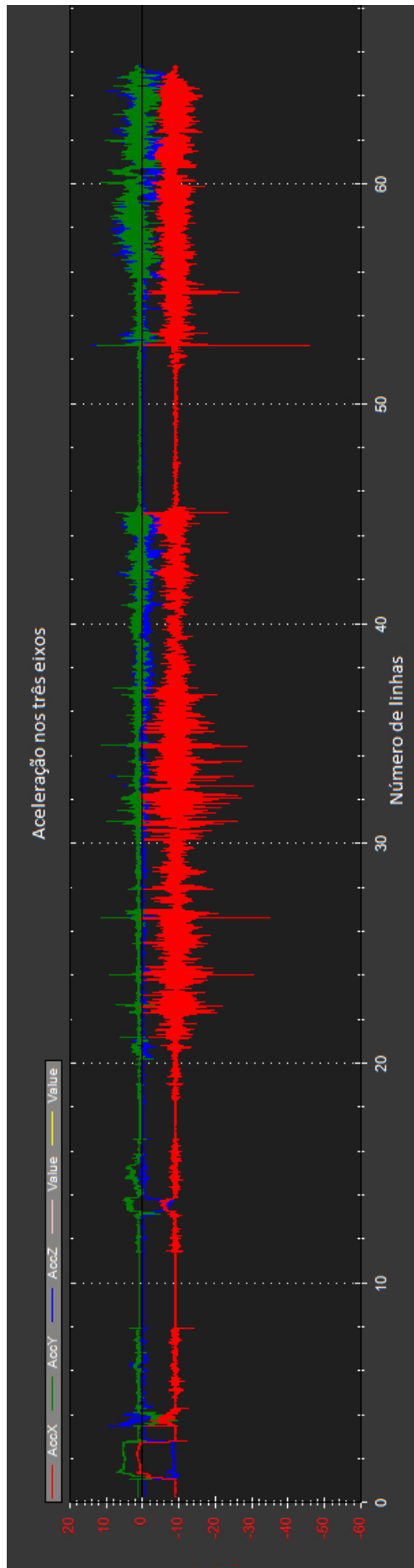


Figura 6.2: Gráfico de aceleração nos três eixos.

item	preço (US\$)	frete (US\$)	loja	especificação
balão meteorológico	40	94,40	scientificsales	8240, 600 g
Corda de polipropileno	31,15	-	DM pesca	Mazzaferro, 1,5 mm
Carretel	MR	-	-	-
Barbante encerado	3,25	-	Casa Levi	0,7 mm
Cilindro	321	46,5	DBC OXIGENIO	7,8 m3
Válvula	55	12	mercadolivre	modelo 300
Mangueira de silicone	14	7	mercadolivre	3/8 ”
Gás hélio (7.8 m3)	326,5	-	White Martins	100 % puro
Paraquedas	6	16,15	Aerocon Systems	36 inch white parachute
Acetato	4,7	7	towbar	0,5 mm tipo C
Placa plástica	MR	-	-	-
Retentor de roda	1,4	-	asas de águia	2mm
Molas de caneta 5 unidades	3,5	-	casadocolegial	3,5 mm
Tubo plástico	1,2	-	paguemenos	Tubo de cotonete
Lata de refrigerante	0,93	-	paodeacucar	350 ml
Placa de divinycell	MD	-	ALLTEC	10 mm
Placa de carbono-honeycomb	MD	-	ALLTEC	5,4 mm
Tubos de carbono	8 + 6	14	mercadolivre	5 mm e 3 mm
Bateria Hyperion	21	8	hobbystyle	G3 CX Lipo 7.4v 2S 450mAh
ArduPilot Mega 1	150	26,75	dronefever	Mega 2560
GPS U-Blox5	85,90	36,75	diydrone	GS407 4Hz
Servo motor	19,95	20,50	rc-dymond	Dimond D47
XBee	54,95	8,16	sparkfun	Pro 900 RPSMA
Antenna Xbee (estação solo)	7,95	10,60	sparkfun	900MHz Duck Antenna RP-SMA
Tubo termoretrátil	2	-	contatoeletronica	8 mm
Soma	1164,38	300,81		
Total	1465,19			

Tabela 6.1: Tabela de custos.

Capítulo 7

Conclusões

No processo de criação do projeto BSat, muitas variáveis precisavam ser analisadas para garantir a viabilidade do projeto. Por se tratar da concepção e construção de um produto as escolhas devem ser feitas a fim de resultar em um modelo tangível de picosatélite de acordo com os requisitos previamente determinados. A análise do problema envolvido por detrás da ideia original foi o primeiro passo para a busca de soluções adequadas. A partir do estudo de trajetória e movimento determinou-se que tipos de sensores comporiam mais adequadamente a proposta de captação de dados e qual paraquedas atenderia de forma prática as demandas de carga paga. Com a massa estimada de todos os itens carregados pelo balão cativo foi possível selecionar um modelo adequado. A estrutura feita com materiais compósitos inclui os requisitos de projeto de leveza e resistência. A utilização de molas dissipadoras de energia foi a solução planejada para atenuar a situação de maior esforço e deformação pelo qual passará o BSat.

O projeto do dispositivo de soltura foi simples, compacto e de baixo custo. Atendendo assim, as expectativas do mecanismo de desacoplamento desejado para o lançamento. Quanto aos materiais utilizados na confecção da estrutura, conclui-se que eles foram suficientemente satisfatórios uma vez que a relação peso-resistência foi excelente e seu custo foi zero (materiais foram doados). Além disso, esses materiais permitem um manuseio construtivo facilitado. Com relação ao balão e paraquedas, no entanto, o custo foi maior devido as taxas de importação. O desempenho deles todavia, foi ao encontro das exigências de projeto. A construção do protótipo foi planejada para otimizar o espaço restrito e facilitar o manuseio operacional. Por conta disso, optou-se por colocar a bateria na área exterior da lata de refrigerante. Nessa posição, a troca da mesma ocorre de forma mais rápida, pois a acessibilidade é maior. Testes de impacto foram realizados diversas vezes porém não houve aproveitamento significativo de dados. Os testes de lançamento completo foram realizados duas vezes. Sendo apenas no segundo, a aquisição de dados consistentes. O primeiro, todavia, foi extremamente importante para a otimização das etapas de lançamento e a percepção dos erros e acertos do processo operacional. Os outros dados de telemetria tais como pressão, temperatura e posição não foram capturados. Os de posição porque o cabo do GPS se rompeu no momento do lançamento, os de pressão e temperatura porque a calibração da instrumentação não foi realizada corretamente. Como o intuito principal do projeto era de projetar, construir e testar uma estrutura com eletrônica embarcada capaz de suportar os esforços de lançamento, os dados

não capturados não acarretam um prejuízo significativo para a funcionalidade do projeto. Para melhorias futuras seria interessante um aprofundamento da parte de telemetria, instalação de um dispositivo redundante para recuperação (Ex: buzzer), uso de walkie talkie para comunicação no momento de soltura do BSat, uso de uma válvula própria de gás Hélio para aumentar a velocidade de enchimento do cilindro e verificação de pontos de falha na corda antes do lançamento.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [Arliss 2005]ARLISS. *Team AeroPac's 2012 100k' Rocket Program*. 2005. Disponível em: <<http://www.aeropac.org> (2012)>.
- [BCB 2013]BCB, B. C. do B. *Taxa de câmbio*. 2013. Disponível em: <<http://www.bcb.gov.br> (2013)>.
- [Bezerra 2012]BEZERRA, J. de S. *Instrumentação Eletrônica sem fio, Transmitindo dados com módulos XBee e PIC1 6F877A*. [S.l.]: Érica, 2012.
- [CUSF 2013]CUSF, C. U. S. *CUSF Balloon Burst Calculator*. 2013. Disponível em: <<http://www.cusf.co.uk/calc>(2013)>.
- [DiyDrones 2010]DIYDRONES. *The ArduPilot Project*. 2010. Disponível em: <<http://www.diydrones.com> (2010)>.
- [Çengel e Cimbala 2007]ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. *Mecânica dos Fluidos - Fundamentos e Aplicação*. [S.l.]: McGrawHill, 2007.
- [Halliday et al. 2001]HALLIDAY, D. et al. *Fundamentos de Física - volume 1*. [S.l.]: LTC, 2001.
- [Junior 2007]JUNIOR, J. F. *Investigações para calibração relativa de antenas de receptores GNSS*. Tese (Doutorado) — UFPR, 2007.
- [Lucena 2008]LUCENA, J. R. de. *Estudo Teórico Experimental de CFC's e HCFC's Isolados em Matrizes Criogênicas*. Tese (Doutorado) — UFPR, 2008.
- [MAR 2013]MAR, M. do B. *Escala Beaufort*. 2013. Disponível em: <<https://www.mar.mil.br> (2013)>.
- [Shigley et al. 2005]SHIGLEY, J. E. et al. *Projeto de Engenharia Mecânica*. [S.l.]: Bookman, 2005.
- [Sparkfun 2012]SPARKFUN, E. *Accelerometer, Gyro and IMU Buying Guide*. 2012. Disponível em: <<https://www.sparkfun.com/pages/accelgyroguide>(2012)>.
- [weatherbase 2013]WEATHERBASE. *weatherbase*. 2013. Disponível em: <<https://www.weatherbase.com>(2013)>.

ANEXOS