

The background of the image is a deep space scene. It features a large, luminous nebula with intricate, swirling patterns of green and blue light. In the upper left corner, there is a cluster of stars forming a small, bright asterism. The overall atmosphere is dark and celestial.

# Zenith EESC USP

USPSat AE1

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO  
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

ZENITH.EESC.USP.BR  
[GITHUB.COM/ZENITHEESC/USPSATAE1](https://github.com/ZENITHEESC/USPSATAE1)  
[GITHUB.COM/JMSSOUZA/USPSATAE1](https://github.com/JMSSOUZA/USPSATAE1)

Esse projeto foi realizado pelo Grupo Zenith Aerospace, sob a supervisão dos professores: Doutor Daniel Magalhães e Doutor Glauco Caurin. O projeto teve duração de um semestre, iniciado em janeiro de 2019 e finalizado em julho de 2019.

*Primeira edição, Julho de 2019*



# Conteúdo

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>5</b>
<b>1.1</b>	<b>Zenith EESC USP</b>	<b>5</b>
1.1.1	Sondas Científicas .....	5
1.1.2	Sondas Educacionais .....	7
1.1.3	Nanossatélites .....	7
<b>1.2</b>	<b>CubeSats</b>	<b>8</b>
1.2.1	Aplicações de CubeSats .....	9
<b>2</b>	<b>O projeto</b>	<b>10</b>
<b>2.1</b>	<b>Visão Geral</b>	<b>10</b>
2.1.1	Objetivos do Projeto .....	10
2.1.2	Equipe .....	11
2.1.3	Missão .....	11
<b>2.2</b>	<b>Arquitetura Geral do Sistema</b>	<b>11</b>
2.2.1	Arquitetura Distribuída e Subsistemas .....	11
2.2.2	Integração do Sistema .....	13
2.2.3	Z-Bus .....	14
<b>2.3</b>	<b>Subsistemas do CubeSat</b>	<b>15</b>
2.3.1	Controle Térmico - Ribatski Module .....	15
2.3.2	Logical EPS - Varela Module .....	20
2.3.3	Power EPS - London Module .....	23
2.3.4	Controle e Comunicações - Caurin Module .....	26

2.3.5	Visão Computacional - Comin Module .....	29
2.3.6	Controle de Atitude - Alves Module .....	33
2.3.7	Estruturas - Oliveira Module .....	38
<b>2.4</b>	<b>Simulação Orbital</b>	<b>39</b>
<b>2.5</b>	<b>Conclusão</b>	<b>40</b>



## 1. Introdução

"The space program is the first large scientific and technological activity in history that offers to bring the people of all nations together instead of setting them further apart- Wernher von Braun

Este relatório tem como objetivo a documentação dos processos de desenvolvimento do CubeSat "USPSat AE1", desenvolvido por membros do Grupo Zenith EESC USP com intuito de participar do segundo CubeDesign, organizado pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) em Julho de 2019.

### 1.1 Zenith EESC USP

O Zenith EESC USP é um grupo extracurricular fundado em 2013 na Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, que tem como objetivo aproximar de atividades espaciais alunos de diversos cursos de engenharia.

Após 3 anos de desenvolvimento teórico, o grupo passou a realizar lançamentos de sondas estratosféricas por meio de balões de gás hélio. Em 2016, voou a "Garatéa 1", primeira sonda construída pelos membros do Zenith. Seu objetivo era possibilitar a realização de experimentos de astrobiologia e o teste de sistemas de comunicação, energia, controle térmico e a validação da estrutura elaborada para a sonda.

Atualmente o Zenith possui mais de 60 membros e atua em três frentes de projeto: sondas científicas, sondas educacionais e nanossatélites.

#### 1.1.1 Sondas Científicas

Utilizadas para a realização de experimentos elaborados pelos próprios membros do Zenith. Desde 2016, o grupo já realizou 4 lançamentos de sondas científicas, tendo como

foco a otimização dos sistemas existentes nas sondas.

Em 2016, foi lançada a Garatéa 1. Em parceria com pesquisadores do Centro Nacional de Pesquisa em Energia e Materiais (CNPEM), foram enviados seres vivos considerados extremófilos para a estratosfera, visando analisar seu comportamento naquele ambiente. Além disso, foi o primeiro teste dos sistemas de comunicação e estrutura elaborado por membros do Zenith.

Em 2017 voou a Garatéa 2. Tendo como foco a otimização de alguns sistemas elaborados para a Garatéa 1 e a realização de experimentos de astrobiologia.

Em Abril de 2018, voou a Garatéa 3. Visando a construção de uma sonda reutilizável, a Garatéa 3 foi projetada em uma estrutura semelhante a um hipercubo, contendo uma proteção elaborada com fibra de carbono, capaz de resistir aos esforços presentes no voo e na descida da sonda. A eficiência da Garatéa 3 fez com que ela fosse premiada com a medalha de Bronze na categoria de Melhor Design na Global Space Balloon Challenge, competição mundial elaborada pelo MIT e pela Universidade de Stanford que conta com mais de 550 equipes de 68 países.

Ainda em 2018, foi realizado o lançamento do protótipo da Garatéa V, sonda elaborada visando possibilitar um aumento no tempo de voo. Por meio de uma válvula solenóide acoplada ao balão, um controle da vazão de gás hélio foi feito. Controlando a saída do gás do balão, é possível estabilizar a ascenção da sonda e, deste modo, obter um tempo maior de permanência da sonda na estratosfera.

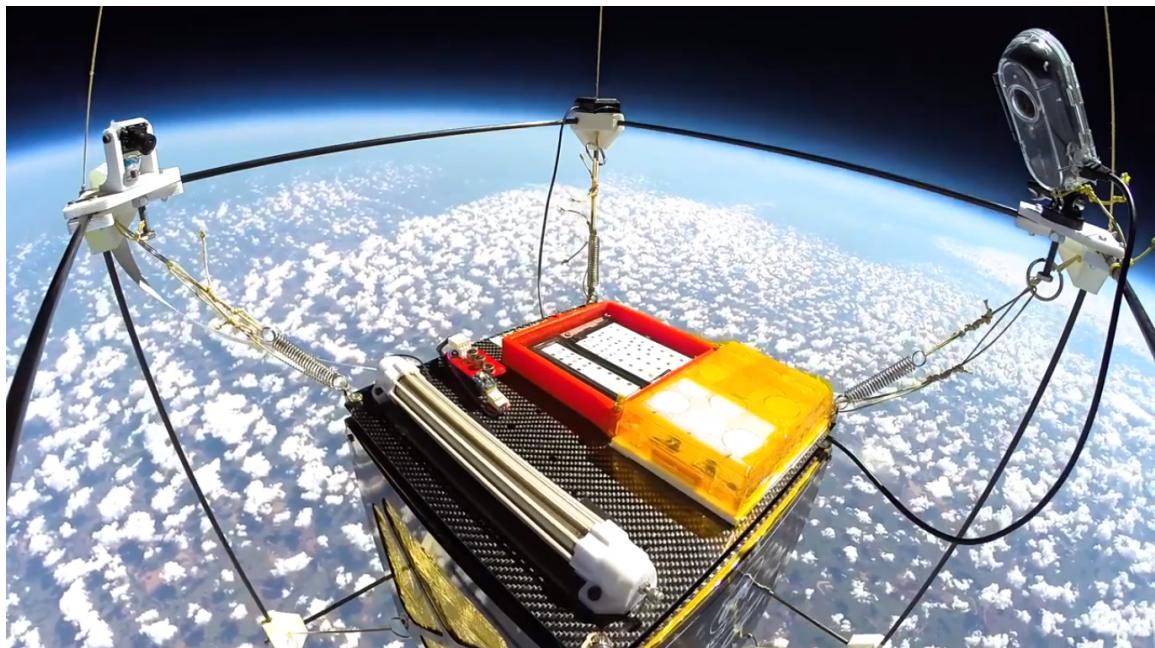


Figura 1.1: Sonda Garatéa 3 na estratosfera.

### 1.1.2 Sondas Educacionais

Chamada de "Garatéa E", a missão educacional do Zenith possibilita uma aproximação de crianças e adolescentes das atividades espaciais. Nessas sondas são enviados para a estratosfera experimentos elaborados e desenvolvidos totalmente por alunos do Ensino Fundamental 2 e do Ensino Médio.

Além da realização do lançamento da sonda, o grupo organiza um evento chamado "Sábado Aeroespacial", que conta com diversas palestras, workshops e minicursos voltados para a temática espacial.

Na primeira realização do projeto, em 2016, foram enviados experimentos de 15 escolas para a estratosfera. O sábado aeroespacial contou com a participação de aproximadamente 100 pessoas e forneceu ao público palestras de diversas referências da área espacial.

Já em 2017, foram enviados 32 experimentos por meio de duas sondas que voaram simultaneamente. Esta edição foi capaz de atingir estudantes de todas as regiões do Brasil e contou com mais de 300 participantes no Sábado Aeroespacial.



Figura 1.2: Uma das sondas da Garatéa E 2018.

### 1.1.3 Nanossatélites

Visando participar do primeiro CubeDesign em 2018, o Zenith projetou seu primeiro protótipo de nanossatélite, o qual foi nomeado "ZenSat". Este projeto foi um CubeSat de 2U que deveria cumprir algumas missões de imageamento específicas para a competição. Vale ressaltar que o foco do projeto não era validar um nanossatélite para voo, mas sim

possibilitar um primeiro contato aos membros do grupo com o desenvolvimento de um nanossatélite.

O ZenSat possuía um sistema de estabilização em um eixo por meio de um mecanismo de roda de reação, comunicação LoRa, estrutura manufaturada com base nas especificações da Rev 13 para Design de CubeSats, e foi submetido a testes ambientais no Laboratório de Integração de Testes do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (LIT-INPE). Além disso, por meio de algoritmos de processamento de imagem, o ZenSat foi capaz de determinar a posição do sol em um dos testes da competição.

Com este primeiro protótipo de nanossatélite, o Zenith EESC USP conseguiu cumprir mais de 50% das missões do CubeDesign, ficando assim em primeiro lugar na competição.

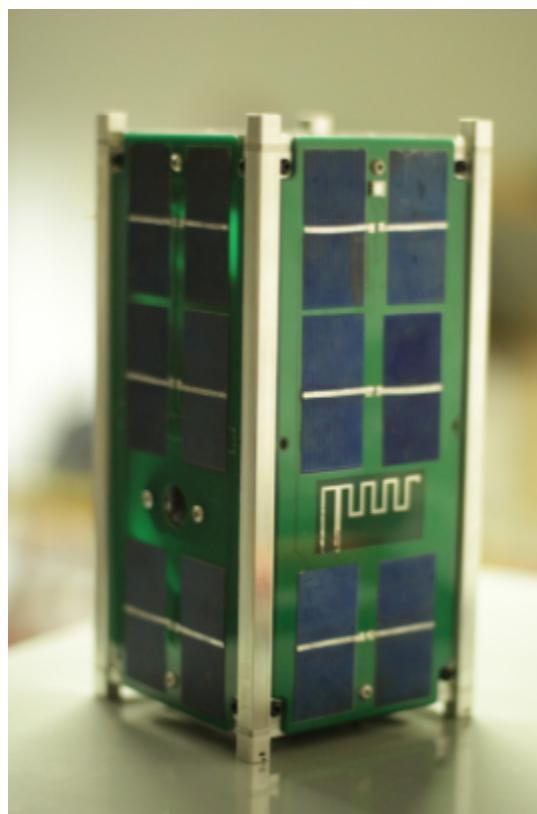


Figura 1.3: Protótipo do ZenSat.

## 1.2 CubeSats

O CubeSat é um nanosatélite em forma de um cubo com arestas medindo 10x10x10cm e uma massa que varia de 1 a 1.3kg. Seu projeto inicial ocorreu em 1999 por meio de uma parceria entre a Universidade Politécnica do Estado da Califórnia (*Cal Poly*) e a Universidade de Stanford. O intuito do projeto era possibilitar o acesso das universidades a órbita baixa terrestre (*Low Earth Orbit, LEO*) com um investimento relativamente menor do que aquele envolvido no projeto e fabricação de satélites maiores.

As dimensões dos CubeSats são caracterizadas por "U"(cada "U"representa um cubo com arestas de 10cm) e uma relação. Na figura 1.4 é possível ver a comparação entre diversos CubeSats.

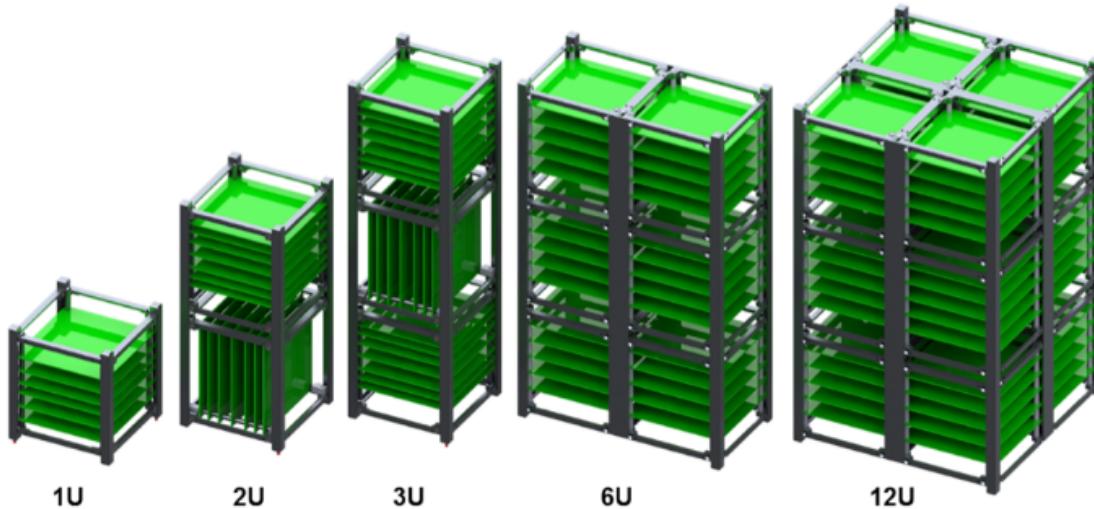


Figura 1.4: Comparação entre diferentes CubeSats.

### 1.2.1 Aplicações de CubeSats

Por possuírem um design padrão e um custo relativamente baixo para a fabricação e lançamento, CubeSats podem desempenhar um ramo muito abrangente de missões.

Desde 2007, a NRO (*National Reconnaissance Office*), agência americana que opera os satélites de inteligência do país, possui um programa de CubeSats com foco no mapeamento voltado para inteligência militar. Até 2015, a NRO já possuía mais de 25 CubeSats em órbita.

Uma participação interessante na área de CubeSats é a da empresa americana SpaceX. Como primeira fase do projeto "Starlink", que tem como foco disponibilizar internet para toda a terra por meio de uma constelação de satélites, a SpaceX realizou o lançamento de 60 CubeSats para órbita baixa no ano de 2019.

O Brasil também possui um histórico de lançamento de CubeSats. Em 2015 foi lançado o AESP-14, um CubeSat 1U desenvolvido pelo Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA) e o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) com foco na capacitação dos profissionais que trabalharam no projeto. Em 2018, foi lançado o ITASat-1, CubeSat 6U desenvolvido pelo ITA, INPE e Agência Espacial Brasileira (AEB).

Ademais, atualmente, há um projeto brasileiro de um CubeSat 6U para órbita lunar. Chamado "Garatéa Lunar", o projeto está programado para ser colocado em órbita em 2022 e tem como missão a realização de experimentos de astrobiologia em microgravidade na órbita lunar.



## 2. O projeto

“Research is what I’m doing when I don’t know what I’m doing.” – Wernher von Braun

### 2.1 Visão Geral

#### 2.1.1 Objetivos do Projeto

O objetivo principal do projeto é construir um modelo de CubeSat 2U, capaz de realizar as missões designadas pelo CubeDesign, além de capacitar a equipe envolvida no projeto acerca de projetos aeroespaciais e otimizar os sistemas projetados e utilizados anteriormente no ZenSat.

As atividades relacionadas ao projeto e fabricação do USPSat foram realizadas no laboratório do Centro de Pesquisas de Óptica e Fotônica (CEPOF), localizado no Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia de São Carlos.

### 2.1.2 Equipe

A equipe responsável pelo projeto do USPSat é formada em sua maioria por alunos de diferentes cursos da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo (USP) e por alguns alunos da Universidade Federal de São Carlos (UFSCar).

As pessoas que participaram do projeto do USPSat estão listadas abaixo.

- João Matheus Siqueira Souza - Eng Mecatrônica (EESC/USP)
- Rafael Pastre - Eng de Computação (EESC/USP)
- Rafael Baquero Teixeira da Rocha - Eng Elétrica (EESC/USP)
- Gustavo Severino de Almeida - Eng Mecânica (EESC/USP)
- Leonardo José Ribeiro Baptista - Eng Elétrica (EESC/USP)
- Leonardo Fernandes Del Vale - Eng de Materiais (EESC/USP)
- Rodrigo Bragato Piva - Eng de Computação (EESC/USP)
- Tiago Bachiega de Almeida - Eng de Computação (UFSCar)
- Leonardo Utida Alcantara - Eng de Computação (UFSCar)

### 2.1.3 Missão

O USPSat foi desenvolvido visando a participação da equipe no segundo CubeDesign, sendo assim, sua principal missão é cumprir todos os desafios relatados no edital da competição.

Deste modo, o USPSat deve ser capaz de:

1. Receber e enviar dados por telemetria;
2. Carregar suas baterias por meio de uma fonte luminosa;
3. Estabilizar-se em um eixo;
4. Realizar apontamento para alvos específicos;
5. Processar uma imagem de uma região amazônica e determinar focos de desmatamento e incêndio nessa área;
6. Realizar controle térmico ativo de suas baterias;
7. Suportar ensaio de vibração randômica;
8. Realizar deploy de uma antena por um mecanismo acionado por telecomando.

## 2.2 Arquitetura Geral do Sistema

### 2.2.1 Arquitetura Distribuída e Subsistemas

O projeto do CubeSat USPSat AE1 teve como ponto de partida o ZenSat 1.0, CubeSat ganhador do primeiro CubeDesign. Com este projeto, observou-se a interrelação entre alguns subsistemas, uma vez que a arquitetura e desenvolvimento foi centralizada. Além disso, no protótipo antigo, duas Raspberry Pies foram utilizadas como central de controle, o

que tornava o sistema ineficiente, tanto energicamente, quanto em tempo de execução de tarefas, uma vez que, para cada ação, era criada uma tarefa na pilha do sistema operacional, sobrecarregando-o. Ainda, em função da presença do sistema operacional que não era de tempo real, o Raspbian Jessie, muitas funções importantes para o computador de bordo central de um nanossatélite não eram facilmente configuradas, tal como interrupções geradas por periféricos do protótipo. Deste modo, para o projeto do USPSat, adotou-se o paradigma de sistemas distribuídos, adotando microcontroladores de arquitetura ARM, e obtendo alta eficiência energética com sistemas computacionais principais. As Raspberries continuam presentes, no entanto, foram condensadas em um módulo dedicado à visão computacional, deixando o sistema mais independente e eficiente, em relação ao seu antecessor.

As centrais de processamento do sistema foram divididas em: Electrical Power Systems (EPS), Communications and Data Handling (CDH) e Attitude Determination and Control (ADC). Cada uma destas centrais agrupa subsistemas, nos quais o projeto foi dividido. Todavia, por mais que algum subsistema integre duas dessas centrais, estes continuam independentes, mantendo o sistema "distribuído".

Os subsistemas do projeto são:

- **Controle Térmico (Thermal Management):** Este subsistema é responsável, primeiramente, pelo controle térmico ativo das baterias, conforme proposto pela competição, além de dar suporte para o sistema de deploy das antenas do nanossatélite.
- **Logical EPS:** Garante o monitoramento e o controle dos parâmetros da central EPS, ou seja, realiza a medição de níveis de tensão e corrente em vários pontos do CubeSat; monitora a temperatura das baterias e atua para mantê-la sempre positiva, além de realizar a comunicação com outros subsistemas.
- **Power EPS:** Funcionando como uma extensão do subsistema anterior, este realiza as conversões de níveis de tensão da bateria para os níveis solicitados dentro do hardware, fazendo a distribuição necessária, assim como controla o carregamento das baterias por meio dos painéis solares.
- **Gerenciamento de Dados e Comunicações (CDH):** Concentra uma das centrais de processamento dentro do CubeSat. É responsável pelo gerenciamento das informações presentes na rede interna do protótipo, pelo gerenciamento das informações recebidas e enviadas à Base de Controle e controle do deploy das antenas.
- **Visão Computacional:** Responsável por duas funções distintas. A primeira é fazer a determinação da atitude do satélite, através do processamento direto de imagens. A segunda é fazer a análise de imagens para determinar áreas de desmatamento e queimadas, utilizando inteligência artificial e processamento de imagens.
- **Controle de Atitude:** Neste, deve-se fazer todo o sistema de estabilização e apontamento necessário para cumprir as missões da competição. Para isto, faz-se a leitura dos sensores necessários, acionando uma roda de reação, a qual, por meio da Lei da Conservação do Momento Angular, consegue atuar na atitude do satélite.
- **Estruturas:** Por fim, temos o subsistema responsável pela integração física de todos os subsistemas descritos anteriormente. Todas as questões de manufatura envolvendo a estrutura física do USPSat são responsabilidades do subsistema de estruturas. A determinação dos materiais utilizados, a escolha dos processos de fabricação e a

fixação de todos os componentes, visando um desempenho satisfatório no ensaio de vibração, são os principais focos deste subsistema.

### 2.2.2 Integração do Sistema

Para execução das tarefas de cada um dos subsistemas propostos, desenvolveu-se módulos e placas de hardware, as quais realizam as tarefas destes subsistemas. A integração destes itens foi feita por meio de um barramento padrão, *Z-Bus*, formando um *Stack de Placas*. Para fixar o hardware ao CubeSat, utilizamos 4 eixos de aço e espaçadores de fibra de carbono, fazendo com que cada sistema fique fixo em seu devido lugar e ainda possa suportar as tensões mecânicas geradas pelas tarefas propostas na competição.

De forma simplificada, podemos descrever a integração do sistema começando pelo *Stack de placas*. A primeira placa da pilha é a **Varela Board**, essa placa conecta-se ao Módulo Ribatski (explicado mais a frente), recebendo energia das baterias, fazendo o monitoramento térmico e de potência, e ainda controlando a temperatura interna do módulo. Além disso, essa placa também se conecta aos painéis solares e distribui sua energia, assim como da bateria, ao Z-Bus. O microcontrolador presente faz o monitoramento de tensão e corrente de vários pontos do circuito, assim como também liga esse módulo à rede CAN do CubeSat.

A placa seguinte, **London Board**, faz parte do EPS, sendo ela responsável por fazer a conversão do nível de tensão disponível nas baterias para os níveis de tensão requeridos pelo hardware e ainda sua distribuição. Além disso, faz a conversão do nível de tensão dos painéis solares para que estes possam carregar a bateria, além de implementar medidas seguras para o carregamento.

Logo após, têm-se a placa de Comunicação e Gerenciamento, a **Caurin Board**. Nessa placa, concentrarmos o gerenciamento de tarefas presentes no CubeSat e ainda o sistema que permite a recepção de telecomandos por parte da base de controle e o envio de telemetrias. Como a intenção é que o sistema seja implementado de forma distribuída, essa placa não faz manipulação de módulos presentes em outras placas. Em função da existência da rede CAN que liga todas as placas, as tarefas são organizadas por prioridades estipuladas. Assim, essa placa faz o monitoramento das mensagens presente na rede e, ainda, das mensagens (telecomandos) recebidos da base, com isso, gera instruções de comando para a rede CAN, com prioridades relativas ao modo de operação do CubeSat. Para a comunicação, mais especificamente, existem dois rádios nessa placa. Um para recepção de informação, outro para transmissão. Cada um destes opera com frequências distintas, de modo que não haja interferência em nenhuma das linhas de comunicação.

Em seguida, têm-se a placa responsável por captura de imagens e seu processamento, a **Comin Board**. Essa placa consiste em duas placas Raspberry Pi ZeroW. Cada uma é responsável pelo processamento da imagem de uma das câmeras. Neste módulo, a determinação da atitude do satélite é realizada, assim como a estimativa da quantidade de áreas queimadas e desmatadas com base em imagens fotografadas pelas câmeras.

A última das placas da pilha é a **Alves Board**. Essa é a placa responsável pelo controle de atitude. Nela foram implementadas várias malhas de controle, tanto para estabilização do CubeSat quanto para o apontamento. Esse sistema conta com uma unidade de medida

inercial, a qual permite medir a posição e velocidade angular do protótipo. Com essas medidas, pode-se controlar a velocidade do motor, a qual permite que as malhas de controle sejam executadas.

Após a *Stack de placas*, encontramos o motor e a roda de reação, que irão fazer a estabilização e apontamento do CubeSat. Mais abaixo, temos o **Módulo Ribatski**, o qual contém as baterias em uma caixa de isolamento térmico. Dentro desse módulo, temos sensores de temperatura e uma espécie de manta que envolve as baterias. Dentro dessa manta, contamos com fio de níquel-crômio. Desse modo, o módulo quando ativado, pode gerar potência térmica dentro da caixa, mantendo a temperatura das baterias sempre positiva. Por fim, temos um mecanismo de deploy das antenas. Este mecanismo consiste em um molde, no qual se prende as antenas e se faz as conexões necessárias com o hardware. Ainda, quando ativado, o sistema contém um fio que derrete, permitindo que as antenas sejam ejetadas.

### 2.2.3 Z-Bus

Como já comentado na seção de integração, todas as placas de hardware foram conectadas por um barramento comum, o *Z-Bus*. Desenvolvemos ele para se tornar o padrão adotado para os desenvolvimentos futuros do Zenith, permitindo que a integração de múltiplos módulos e ainda o software utilizado sejam generalizados e passíveis de serem utilizados em inúmeras aplicações. O hub formado pelo hardware e o barramento podem ser visualizados na Figura 2.1.

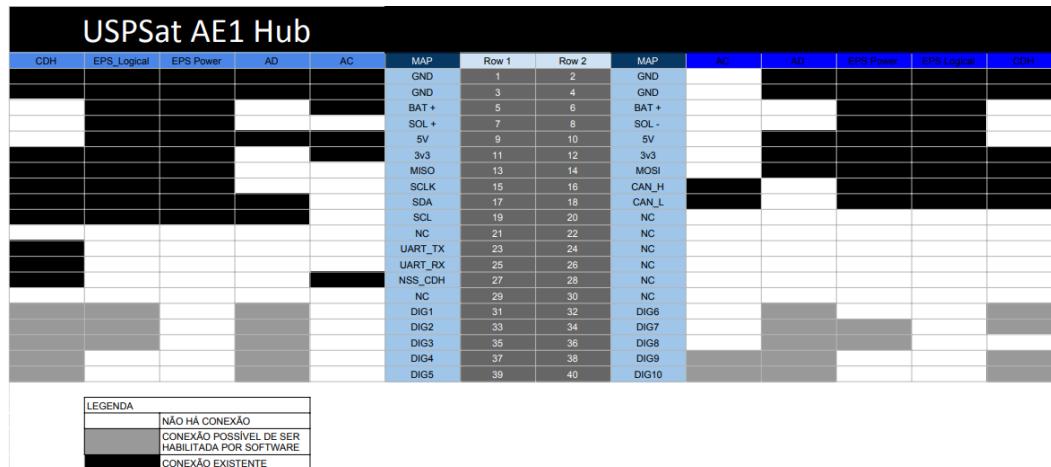


Figura 2.1: Conexão entre o hardware do CubeSat

Como pode ser observado, o barramento conta com 3 níveis de tensão, sendo: 3,3V, 5V e 11,1V (que nesse caso é função das características das baterias utilizadas). Além disso, possui inúmeros protocolos de comunicação, servindo para os mais variados propósitos. Esses protocolos são: CAN (Controller Area Network), SPI (Serial Peripheral Interface), I2C (Inter Integrated Circuit) e USART (Universal Synchronous Asynchronous Receiver Transmitter). Além disso, o barramento também conta com 10 portas digitais de propósito

geral. Ainda foi deixado inúmeros pinos não conectados (NC) dessa forma, para qualquer propósito desejado, pode ser adicionado, em projetos futuros, malhas elétricas com funções específicas.

## 2.3 Subsistemas do CubeSat

### 2.3.1 Controle Térmico - Ribatski Module

Em órbita, satélites experimentam temperaturas extremas que podem danificar seus componentes eletrônicos, impedindo o funcionamento correto do sistema. Deste modo, é de extrema importância que os mecanismos de transferência de calor sejam levados em consideração durante o desenvolvimento do projeto, a fim de realizar um controle térmico, mantendo a temperatura do Cubesat em um intervalo seguro para que todos os componentes internos do sistema funcionem adequadamente.

#### Isolamento Externo Passivo

Para a concepção do controle térmico do USPSat e desenvolvimento do Ribatski Module, primeiro, levamos em consideração o teste de ciclagem térmica ao qual o Cubesat será submetido. No teste, o satélite será testado em diferentes temperaturas, variando entre  $-10^{\circ}\text{C}$  e  $50^{\circ}\text{C}$ . Assim, torna-se necessário um isolamento térmico com objetivo de amenizar os impactos das mudanças térmicas pelos componentes eletrônicos utilizados. No USPSat, o isolamento térmico passivo é feito com uma camada de fibra de carbono com 3 mm de espessura, material com boas propriedades mecânicas e baixa condutividade térmica, auxiliando tanto na estrutura do satélite, quanto no controle térmico.

Um modelo básico do Cubesat foi criado para a determinação do material e espessura a serem utilizados. Inicialmente, considerou-se um sólido, nas dimensões de um Cubesat 2U, com geração de potência estimada com base no consumo das placas utilizadas e das baterias. Também se levou em consideração os materiais utilizados na estrutura, como alumínio e a fibra de carbono, respeitando as proporções destes materiais no volume do CubeSat e na área externa do mesmo. Desde modo, considerando os mecanismos de transferência de calor preponderantes: Radiação, presente no espaço, e Convecção, presente no teste, devido à presença de ar, chegou-se a um modelo para transiente térmico, no qual, utilizando uma temperatura externa fixa, era possível estimar a temperatura final do Cubesat, após um determinado intervalo de tempo, mas sem considerar um gradiente térmico existente.

A Equação do Transiente térmico do CubeSat é apresentada abaixo.

$$T_{i+1} = \frac{h}{\rho * x * C_p} * (T_{amb} - T_i) + \frac{\epsilon * \sigma}{\rho * x * C_p} * (T_{amb}^4 - T_i^4) + \frac{q_{gerado}}{\rho * x * C_p} + T_i \quad (2.1)$$

As nomenclaturas de cada um dos termos da equação está presente na tabela a seguir:

Como no teste os patamares serão de 30 minutos nas temperaturas de  $-10^{\circ}\text{C}$  e  $50^{\circ}\text{C}$ , uma pequena simulação em Matlab foi realizada nestas duas temperaturas, para uma temperatura inicial do CubeSat de  $25^{\circ}\text{C}$ .

As figuras a seguir representam os resultados obtidos para os processos de aquecimento com patamar de  $50^{\circ}\text{C}$  e resfriamento em  $-10^{\circ}\text{C}$  para um intervalo de 1800 segundos (30 minutos).

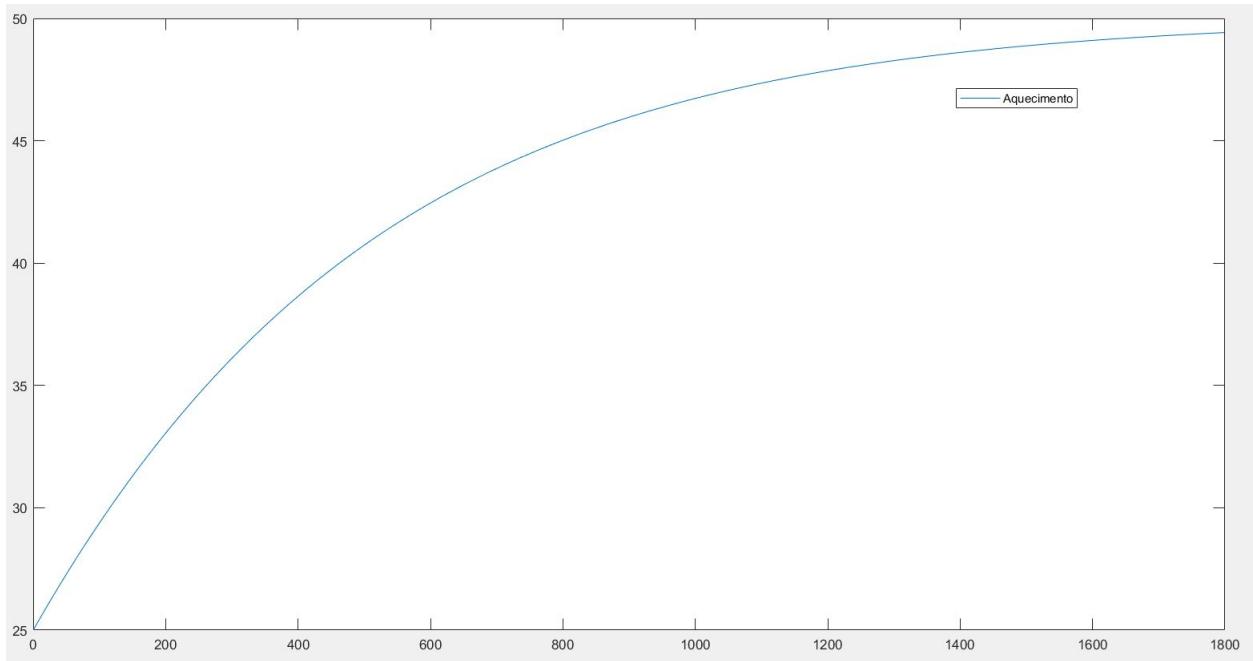


Figura 2.2: Curva de Aquecimento em  $50^{\circ}\text{C}$

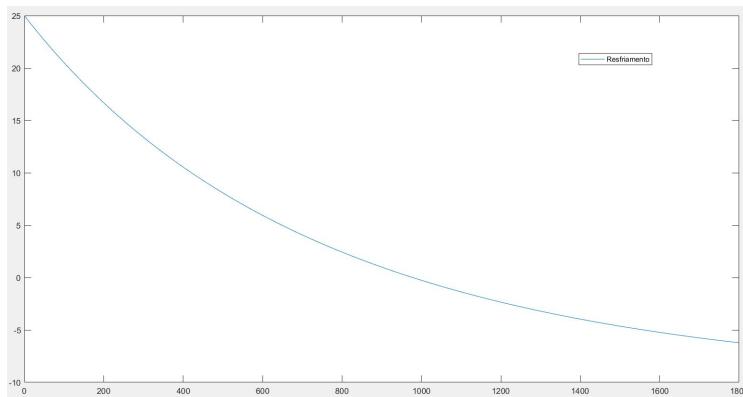


Figura 2.3: Curva de Resfriamento em  $-10^{\circ}\text{C}$

Ao final dos 30 minutos, as temperaturas obtidas foram de  $-6^{\circ}\text{C}$  e  $48^{\circ}\text{C}$ . Os números apresentam uma leve redução nas temperaturas finais, ainda insuficientes para deixá-lo em operação somente em temperatura positiva, mas bons o suficiente para o funcionamento correto dos componentes eletrônicos utilizados.

Quanto a dimensão da chapa de fibra de carbono, esta foi obtida considerando um modelo simples de parede unidimensional. Do lado externo a radiação e a convecção, sendo

a transmissão térmica para o lado interno por condução, considerando a condutividade térmica da fibra de carbono. Para um isolamento considerando somente fibra de carbono, sem MLI (Multi-layer Insulation), ou seja, sem a utilização de múltiplas camadas de materiais isolantes diferentes, e dentro dos parâmetros de manufatura estipulados, a espessura escolhida foi de 3 mm.

### **Isolamento Térmico Ativo**

Ainda como parte do teste de ciclagem térmica, o Cubesat deve ser capaz de manter a temperatura de suas baterias em valores positivos, realizando um controle térmico ativo destas, ao mesmo tempo em que monitora a tensão/temperatura durante toda a duração do teste.

Para esta última tarefa, desenvolveu-se um compartimento separado para as baterias, denominado Ribatski Module, em homenagem ao professor Ghehardt Ribatski, docente da EESC-USP e presidente da ABCM (Associação Brasileira de Engenharia e Ciências Mecânicas), o qual auxiliou, por meio de suas aulas e contato com os membros, no desenvolvimento das análises térmicas do USPSat. Este compartimento constitui-se de uma caixa impressa em material ABS (Acrilonitrila butadieno estireno), com ponto de fusão 105°C, revestida externamente por camadas de fibra de vidro com 3 mm de espessura, material de baixa condutividade térmica e excelente isolamento térmico. A caixa serve como uma camada extra de isolamento, além da chapa de Fibra de Carbono que envolve todo o CubeSat, conseguindo dificultar ainda mais a perda de calor das baterias, quando expostas a temperaturas negativas, uma vez que estas vão fechadas dentro da caixa. Três termistores NTC fazem a leitura da temperatura interna do compartimento, monitorando o comportamento das baterias. Para a parte ativa do controle, caso o isolamento passivo não seja suficiente e a temperatura interna se aproxime de valores negativos, o compartimento interno ainda conta com o revestimento de fio resistivo de níquel-cromo que, ao ser percorrido por uma corrente, dissipá calor, aquecendo o módulo e aumentando a temperatura das baterias, mantendo-as sempre em temperatura positiva, conforme requisito do teste. A figura abaixo representa o CAD do Ribatski Module, contendo a caixa envolvendo as baterias e o isolamento de fibra de vidro.

### **Ribatski Board**

A principal função da Ribatski Board foi alojar três baterias do modelo 18650, as quais consistem na principal fonte de energia do USPSat. Este modelo foi escolhido devido à alta densidade energética e baixo custo, fatores que o tornam popular em CubeSats desta natureza. As três baterias foram dispostas em série na placa, resultando numa tensão nominal total de 11,1V sendo 3,7V de cada bateria. Foram escolhidos suportes metálicos do tipo "battery clips" para fixar as baterias e garantir o contato com as trilhas da placa. Além de servir como suporte para as baterias, foram posicionados três termistores a fim de mensurar a temperatura interna ao Ribatski Module. A fim de realizar o controle térmico ativo das baterias, a Ribatski Board também conta com conectores ao qual será fixado o fio de níquel cromo utilizado como aquecedor. Um diagrama de blocos representando a placa pode ser visto na figura a seguir.

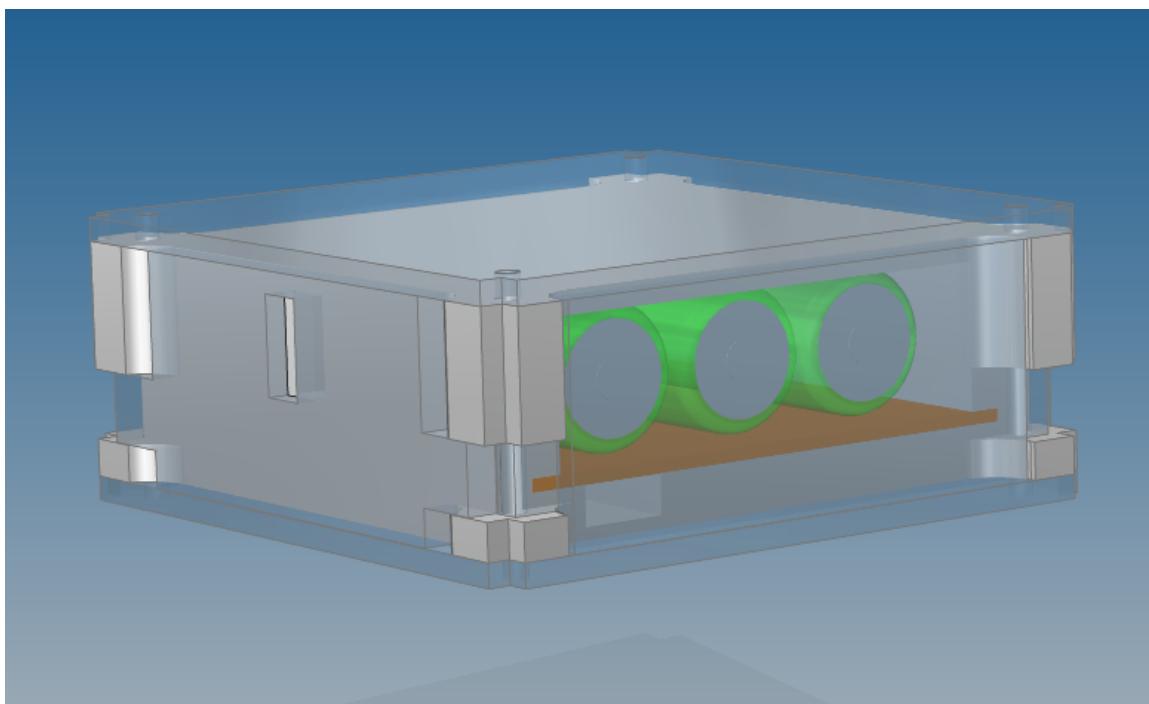


Figura 2.4: Ribatski Module

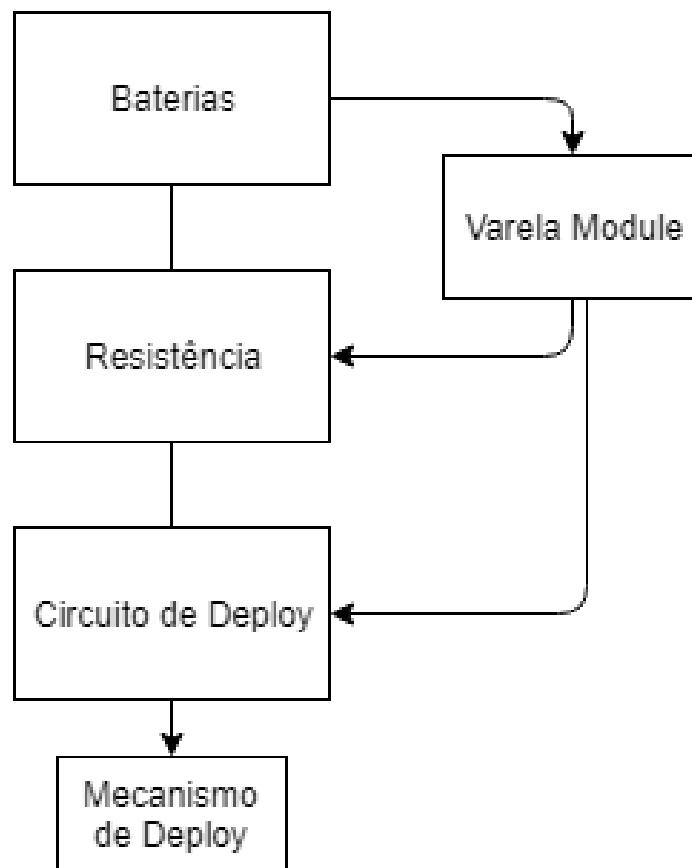


Figura 2.5: Diagrama de blocos da Ribatski Board

A fim de se realizar o deploy da antena, a Ribatski Board recebeu um transistor TIP122 responsável por acionar o mecanismo de deploy, o qual conta com um fio de níquel cromo que rompe devido a passagem de corrente elétrica. Dessa forma, devido a um pico de corrente provocado pelo acionamento do mecanismo, justificou-se o posicionamento do circuito responsável pelo deploy na Ribatski Board, além do módulo estar próximo ao mecanismo de deploy diminuindo o tamanho dos cabos a serem utilizados. A Ribatski Board é interligada a Varela Module através de dois conjuntos de cabos, um para potência, e outro para leitura dos termistores e acionamento do circuito de deploy que é feito pelo Caurin Module após receber tal comando por telemetria. As figuras a seguir representam o projeto do Varela Module no Eagle Cad, e como o mesmo se encontra após a manufatura da placa de circuito impresso e soldagem dos componentes.

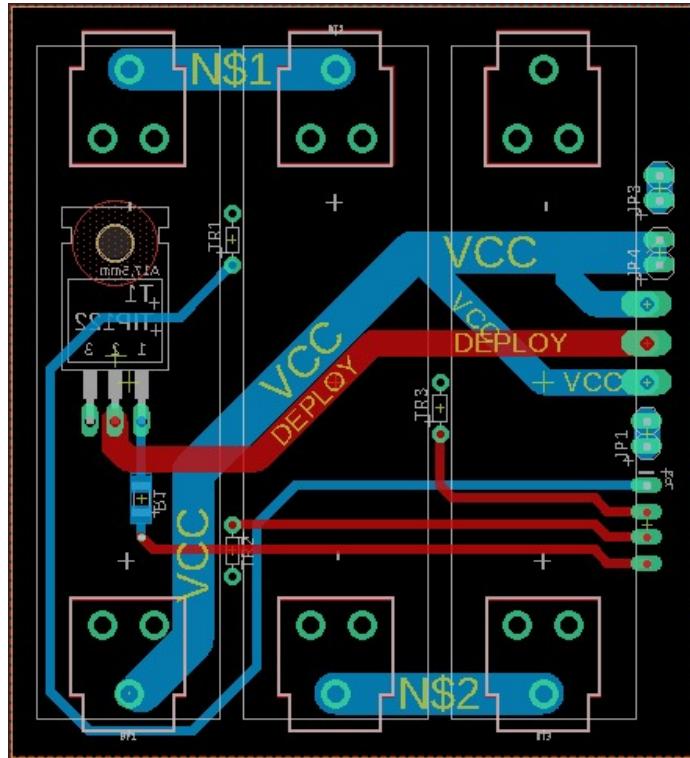


Figura 2.6: Projeto da Ribatski Board no Eagle CAD

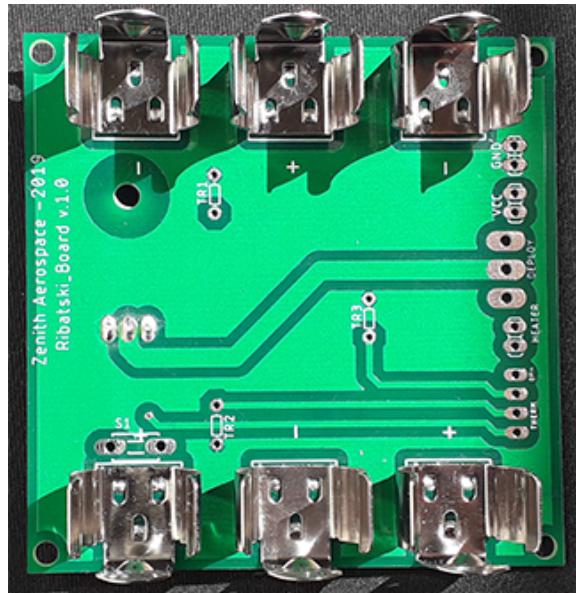


Figura 2.7: Ribatski Board após manufatura e soldagem dos componentes

### 2.3.2 Logical EPS - Varela Module

Com o objetivo de homenagear o professor Daniel Varella Magalhães, docente no curso de Engenharia Mecatrônica na Escola de Engenharia de São Carlos, o subsistema responsável pelo sensoriamento de parâmetros elétricos do USPSat recebeu seu sobrenome, visto que o docente tem vasta experiência nas áreas de sistemas embarcados e instrumentação, além de colaborar com o grupo Zenith Aerospace desde seus primórdios.

O Varella Module é o subsistema o qual integra o sensoriamento de parâmetros elétricos do USPSat, como o nível de carga nas baterias, potência fornecida pelos painéis solares, e potência fornecida pela bateria aos demais subsistemas. Além disso, é capaz de se comunicar com os demais subsistemas através do protocolo CAN, enviando informações relevantes de todo o sistema de energia, e permitindo que essas sejam enviadas para a Ground Station.

Consequentemente o Varella Module é responsável por determinar o estado de carga das baterias e o balanço de potência do CubeSat, sendo capaz de estimar o tempo pelo qual o mesmo pode permanecer ativo, além de enviar essa informação aos demais subsistemas, possibilitando que estes entrem em um estado de repouso que consuma menos energia, e permita que as baterias se carreguem por completo.

#### Arquitetura do Sistema

O Varella Module é responsável pela integração entre o Ribatski Module e o London Module, onde os três juntamente compõem o Electrical Power System do USPSat. Um diagrama que representa o Varella Module, juntamente com os demais subsistemas do Electrical Power System do USPSat pode ser visto a seguir.

Como já mencionado, é na Ribatski Board que se encontram as baterias responsáveis pelo fornecimento de energia ao USPSat. De tal forma, o Varella Module, recebe a energia proveniente das baterias e a distribui no barramento comum aos demais subsistemas. A

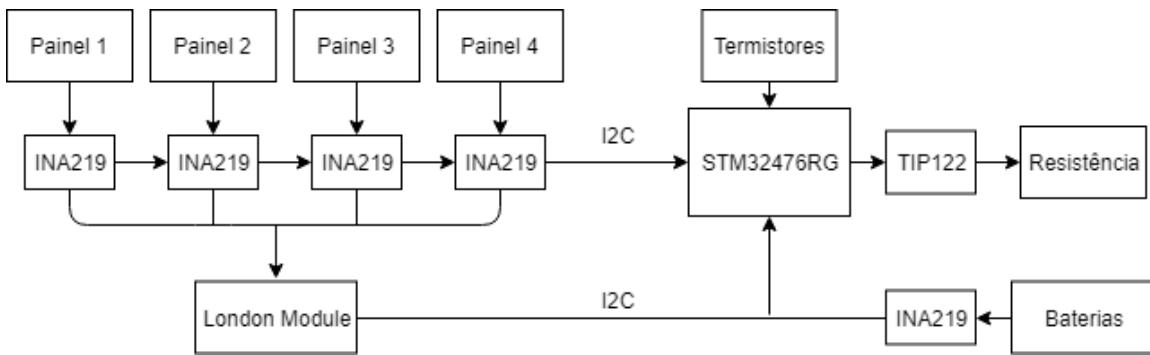


Figura 2.8: Diagrama de blocos do Varela Module

conexão entre ambos os módulos foi realizada por meio de cabos e conectores do tipo JST-XH, pois os mesmos atendem os requisitos do projeto, suportando correntes de até 3A.

A fim de se realizar a medição da potência fornecida pelos quatro painéis fotovoltaicos utilizados no USPSat, os mesmos foram conectados ao Varela Module, utilizando-se de cabos e de conectores Molex. Além disso, foram utilizados quatro sensores de corrente e tensão INA219B, que apresentam alta precisão, capacidade de realizar medições em diferentes frequências e resoluções, bem como capacidade de se comunicar via I2C.

Pelos fato dos painéis solares terem sido conectados no Varela Module, foram utilizados quatro diodos, cada um conectado em série com o painel de uma das faces do USPSat. Esses diodos (também chamados "blocking diodes") têm a função de impedir que os painéis consumam potência elétrica enquanto não estão gerando energia (situação de não iluminação).

Para realizar a leitura dos sensores e gerenciar o subsistema, foi utilizado um micro-controlador de arquitetura ARM, o STM32L476RG, visto que o mesmo atende a todos os requisitos dos subsistemas e tem um consumo energético muito baixo. A fim de se ter redundância no projeto, o subsistema conta com três protocolos de comunicação diferentes, CAN, I2C e SPI, todos esses conectados ao barramento comum que interliga os subsistemas.

Além da medida da potência fornecida pelos painéis solares, para estimar o balanço de potência do CubeSat, foi necessário realizar a medição da potência fornecida pelas baterias. Dessa forma, foi utilizado mais um sensor de corrente e tensão INA219B, posicionado entre o barramento e o conector interligado no Ribatski Module.

Devido ao fato de terem sido utilizados cinco sensores INA219B no Varela Module, foi necessário a utilização de dois barramentos I2C nesse subsistema. Justifica-se tal uso pois não é possível se endereçar mais de quatro sensores INA219B no mesmo barramento I2C, visto que seu endereçamento é feito por hardware, a partir de solder jumpers. Dessa maneira, um barramento ficou dedicado exclusivamente a medida da potência nos quatro painéis solares, enquanto o outro foi dedicado a medição da potência fornecida pela bateria, e também conectado ao London Module a fim de fazer a leitura de outros três sensores INA219B posicionados lá.

Além das funções mencionadas anteriormente, o Varela Module também ficou responsável por fazer a leitura de termistores e controlar o acionamento da resistência de fio de

níquel cromo posicionados internamente ao Ribatski Module, realizando assim o controle da temperatura do mesmo. De tal forma utilizou-se um conjunto de cabos com conectores do tipos Molex interligando o Varela Module ao Ribatski Module a fim de fazer a leitura dos termistores. Para acionamento da resistência utilizou-se de um transistor TIP122, e a mesma foi interligada ao Varela Module através de cabos e de conectores do tipo JST-XH. As figuras a seguir representam o projeto do Varela Module no Eagle Cad, e como o mesmo se encontra após a manufatura da placa de circuito impresso e soldagem dos componentes.

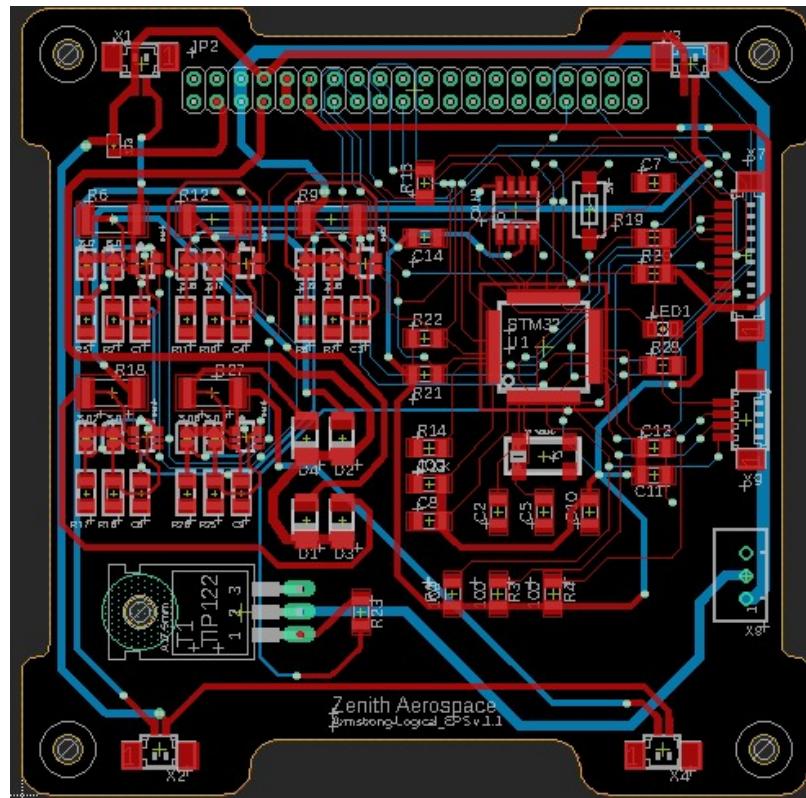


Figura 2.9: Projeto do Varela Module no software Eagle CAD

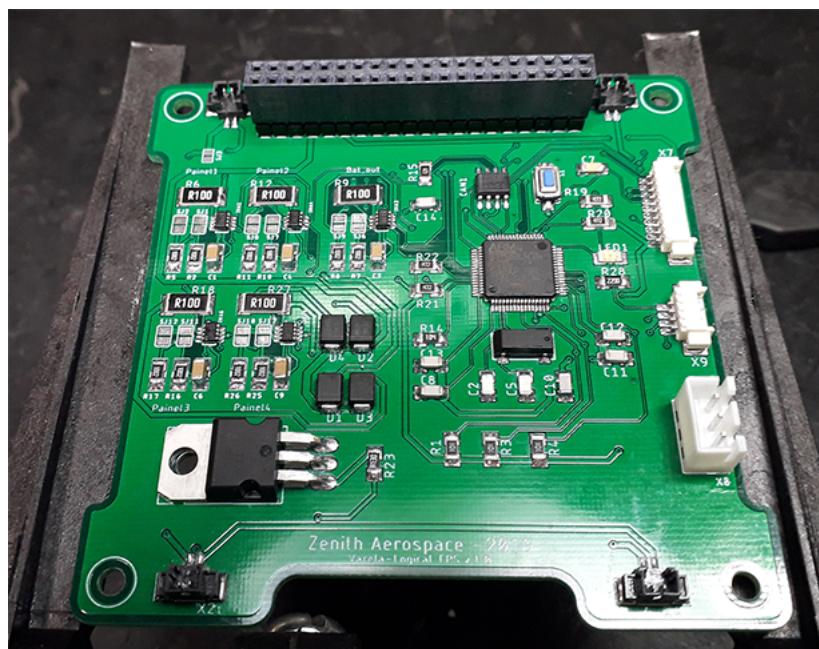


Figura 2.10: Varela Module após manufatura e soldagem dos componentes

### 2.3.3 Power EPS - London Module

A fim de homenagear o professor João Bosco Augusto London Junior, docente no Departamento de Engenharia Elétrica e de Computação na Escola de Engenharia de São Carlos, o subsistema responsável pelo fornecimento da energia do USPSSat recebeu seu sobrenome, visto que este atua na área de Sistemas Elétricos de Potência.

O London Module pode ser considerado um dos subsistemas mais críticos do USPSat, visto que este é responsável pelo fornecimento de energia aos demais subsistemas do CubeSat, além de ser responsável pelo carregamento das baterias utilizando-se da energia proveniente dos painéis solares.

Devido ao fato do Power Supply System desenvolvido para o ZenSat ter se mostrado muito confiável ao ser submetido aos testes realizados durante a CubeDesign em 2018, o mesmo foi utilizado como base para o London Module. De tal forma, foram realizadas alterações a fim de aumentar sua eficiência e corrigir possíveis falhas.

Arquitetura do Sistema

A arquitetura desse subsistema pode ser dividida em duas grandes áreas, a primeira responsável pelo carregamento das baterias com a energia fornecida pelos painéis solares, e a segunda a qual é responsável pelo fornecimento de energia para os demais subsistemas. Um diagrama de blocos que representa o London Module pode ser visto a seguir.

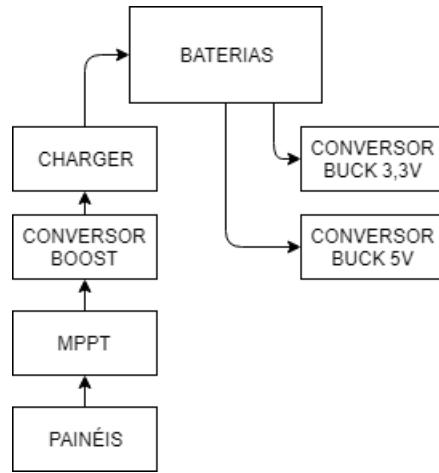


Figura 2.11: Diagrama de blocos do London Module

No projeto do USPSat, foram utilizados quatro painéis fotovoltaicos flexíveis, com tensão nominal de 6V e potência fornecida de aproximadamente 1W por painel. Visando a utilização de câmeras localizadas em duas das laterais do CubeSat, algumas alterações foram feitas, culminando na inutilização de algumas das células em dois dos painéis, diminuindo assim sua potência fornecida. De tal forma, os painéis foram associados em paralelo, e foi considerado que o resultado dessa associação fornece uma potência aproximada de 2,5W a 3W com uma tensão nominal de 6V.

Com a finalidade de aumentar a eficiência energética do Cubesat, buscou-se extrair a máxima potência proveniente dos painéis solares, utilizando-se de um MPPT (Maximum Power Point Tracking) para tal. Foi utilizado o circuito integrado SPV1040, o qual tem alta eficiência e utiliza-se de um algoritmo "perturb and observe", ajustando a carga aplicada aos painéis a fim de operar no ponto de máxima eficiência.

Como já mencionado, o USPSat conta com um pack de três baterias de íon-lítio associadas em série, totalizando uma tensão nominal de 11,1V. Dessa maneira, a tensão fornecida pelos painéis solares não é suficiente para seu adequado carregamento. De tal forma utilizou-se de um conversor DC-DC do tipo boost. Visando-se a eficiência foi escolhido o step-up LM2621, de maneira que sua tensão de saída ficou próximo dos 12V.

A fim de realizar a carga das baterias com eficiência e segurança, utilizou-se de um charger, o circuito integrado MAX1757, o qual tem por função realizar única e exclusivamente a carga de baterias de íon-litio, em associações de até três células.

Para adequar os níveis de tensão fornecidos aos demais subsistemas, foram utilizados dois conversores DC-DC do tipo buck, representados pelo circuito integrado MP2307. A partir da configuração de um divisor de tensão foi possível fixar a tensão de saída de um dos conversores em 3,3V e de outro em 5V, as quais foram distribuídas em um barramento que alimenta todos os outros subsistemas.

Com o intuito de realizar a aquisição de dados para a determinação do estado de carga das baterias, e do consumo de energia pelos demais subsistemas, foram utilizados três sensores de corrente e tensão INA219B. Estes foram alocados entre as baterias e o circuito integrado

MAX1757 responsável pelo carregamento das mesmas, possibilitando o conhecimento de quanta potência está sendo fornecida as baterias, e entre os conversores buck, a fim de se conhecer a potência consumida para os níveis de tensão de 5V e 3,3V. Os sensores enviam os dados para a Logical EPS através de um barramento I2C.

As figuras a seguir representam o projeto do London Module no Eagle Cad, e como o mesmo se encontra após a manufatura da placa de circuito impresso e soldagem dos componentes.

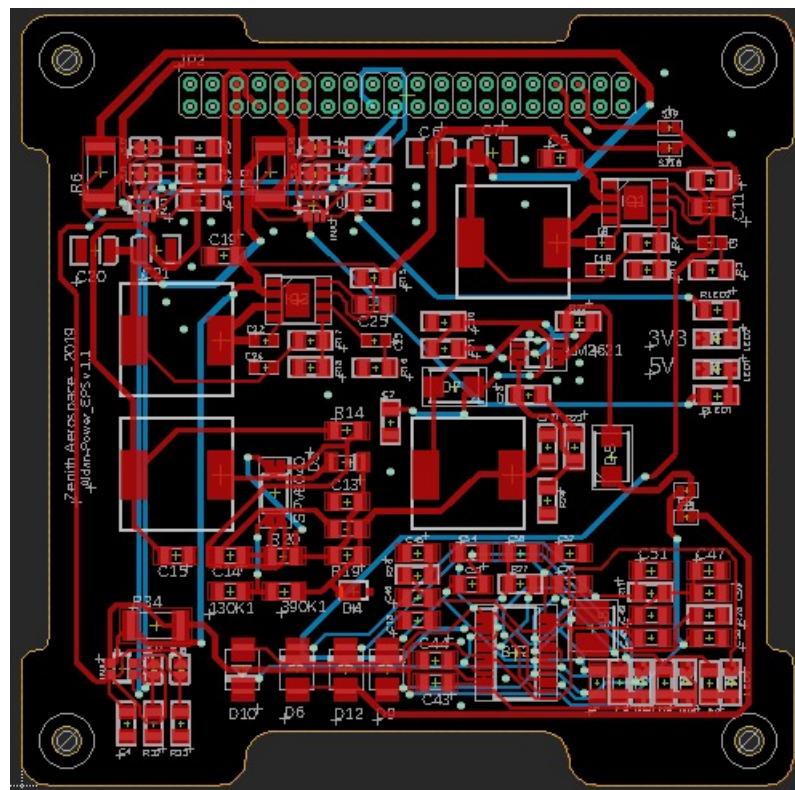


Figura 2.12: Projeto do London Module.

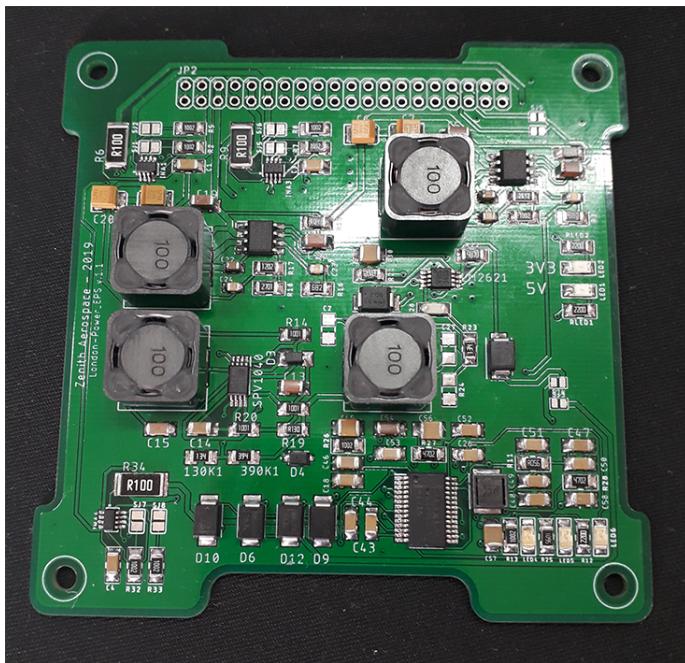


Figura 2.13: London Module após sua manufatura e solda dos componentes

### **2.3.4 Controle e Comunicações - Caurin Module**

Uma das tarefas mais importantes a ser realizada por um CubeSat é comunicar-se com a base de controle e monitoramento. Uma vez que este nunca retorna de órbita, todos os dados coletados e atividades realizadas em sua missão devem ser informados a base de algum modo. Para isso, os CubeSats em grande maioria usam sistemas de comunicação via radiofrequência, que permite a comunicação a longas distâncias e com relativo baixo consumo de energia. Além disso, toda a informação presente no CubeSat é importante para seu funcionamento, seja para saber qual tarefa este deve realizar a cada instante, quais funcionalidades devem estar ativadas ou desativadas, que operações a base deseja que sejam executadas, ou ainda, que informações são úteis de serem enviadas por telemetria ao sistema de monitoramento. Assim, deve-se possuir um sistema que possa lidar com os dados presentes no satélite também.

Para realizar essas tarefas, desenvolveu-se a **Caurin Board**, a qual é responsável por gerir as comunicações entre os subsistemas do CubeSat assim como a comunicação por radiofrequência com a base e, ainda, armazenar e gerir a informação existente, forçando a boa execução das tarefas do CubeSat. O nome dessa placa foi dado em homenagem ao Professor Doutor Glauco Augusto de Paula Caurin, docente do Departamento de Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos, em função de toda a dedicação e comprometimento em apoio aos projetos do grupo.

## Arquitetura do Subsistema

Para elucidar de forma bastante simples o funcionamento da placa, montamos o diagrama abaixo.

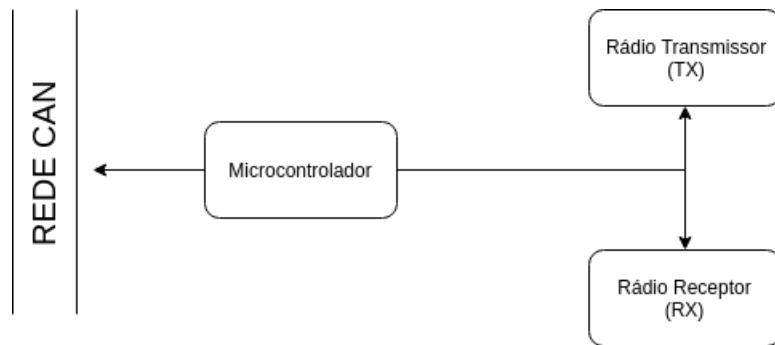


Figura 2.14: Representação do funcionamento da Caurin Board

Utilizamos de dois rádios LoRa, uma para transmissão de informação e outro para recepção. O rádio utilizado para transmissão tem frequência de operação de 433MHz, enquanto o para recepção, 915MHz. A escolha desses rádios e dessas frequências se deu em função da possibilidade de utilizar esse módulo de comunicação também para outros projetos do grupo, sendo assim, o radio de recepção, cuja frequência é de 915MHz, se encaixa na faixa de frequências de banda aberta no Brasil. Dessa forma, poderíamos utilizar rádios com potência de transmissão mais alta, permitindo maior alcance do nosso sistema de telecomunicações e, ao mesmo tempo, por termos mais facilidades em manter antenas grandes e eficientes em solo do que embarcada em algum dispositivo, podemos manter antenas com alto ganho para a frequência de 433MHz, fazendo com que o sistema tenha versatilidade interessante para aplicação nos interesses do grupo, com longo alcance de funcionamento.

Além disso, a utilização de dois rádios permite que o microcontrolador utilizado tenha sua operação ainda menos comprometida, assim como o espaço de memória disponível nesses periféricos não fica comprometido com um funcionamento dual (transmissor e emissor), tornando a telecomunicação com um protótipo bastante segura. Para projetos futuros, ainda é possível otimizar consideravelmente o sistema de telecomunicações. O microcontrolador utilizado oferece suporte a DMA (Direct Memory Access), o que permitiria uma grande expansão nas tarefas executadas pelo microcontrolador sem ao menos sobrecarregá-lo. Outra funcionalidade importante dessa placa é gerenciamento da rede CAN interna do CubeSat. Através dessa rede todos os núcleos de processamento se conectam, permitindo que o sistema seja integrado e realize as funções desejadas.

Para a integração de todas essas funcionalidades, implementou-se o software em formato de máquina de estados, fazendo com que o CubeSat sempre esteja trabalhando em um modo de operação bem definido com ações específicas para realizar uma dada missão. Assim, a cada iteração da máquina de estados, um dos seus modos de operação é configurado fazendo com que todo o sistema entre em uma rotina de tarefas necessária para o cumprimento da missão.

### Descrição do Hardware

Para realização das tarefas pretendidas por essa placa, utilizamos um microcontrolador STM32L476RG, o qual conta com arquitetura ARM e ainda possui inúmeros sistemas de otimização de consumo energético por ser da linha L4 da fabricante *STMicroelectronics*. Nesse microcontrolador, conectamos inúmeras funcionalidades, tanto na própria placa quanto no barramento. O layout da placa na etapa de projeto pode ser visualizado na Figura.

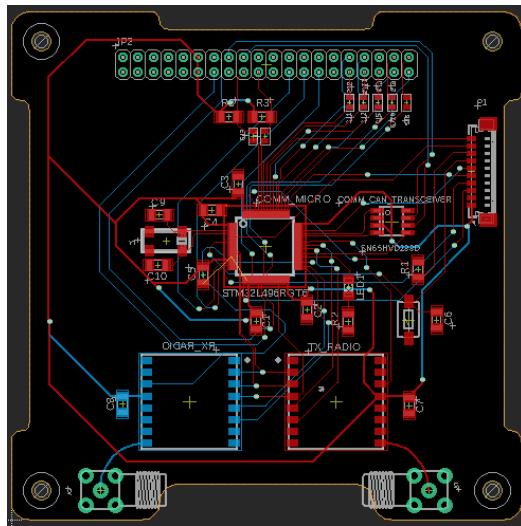


Figura 2.15: Layout da placa Caurin Board

Na placa, ligamos os dois rádios sx1278 em uma mesma linha de SPI (Serial Peripheral Interface), sendo cada um deles ativado ou desativado pelos próprios meios do protocolo. Ainda tomou-se o cuidado de permitir o modo de mínimo consumo de potência de cada um dos rádios, tentando tornar o CubeSat o mais eficiente energeticamente possível.

Com o barramento existem inúmeras conexões. Têm-se o CAN, que permite que exista uma rede no CubeSat; SPI, para conexões com outras placas ou ainda periféricos ao sistema; I2C para leitura de sensores ligados diretamente ao barramento; UART para comunicação com o sistema de Visão Computacional (Comin Board) e ainda, inúmeras GPIOs para uso genérico, dependente da aplicação.

### Base de controle e monitoramento

A mesma placa foi utilizada para fazer o sistema de monitoramento e controle do CubeSat, apenas invertendo os rádios. Como essa placa possui inúmeras funcionalidades que podem ser utilizadas de maneira genérica, iniciou-se a construção da *Ground Station* do Zenith, que visa possuir ferramentas úteis para o desenvolver durante os testes de seu protótipo. Além disso, para interfacear com o usuário, criamos uma GUI (Graphical User Interface), a qual permite que parâmetros do CubeSat sejam visualizados em tempo real e, ainda, que alguns telecomandos sejam enviados para o sistema.

### 2.3.5 Visão Computacional - Comin Module

O Comin Module é responsável por todo o processamento de imagens e visão computacional do nosso satélite, sendo um módulo crítico para a determinação de atitude e para as missões de localização de regiões de desmatamento e focos de incêndio. Recebeu este nome em homenagem ao professor Cesar Henrique Comin, do Departamento de Computação da Universidade Federal de São Carlos, que ajudou muito o grupo a projetar este módulo e na idealização das estratégias de processamento de imagens utilizadas para realizar as missões.

#### Arquitetura do Sistema

O sistema responsável pela Visão Computacional e Processamento de Imagens é constituído por duas Raspberry Pi Zero W conectadas entre si e com o sistema como um todo. Cada Raspberry assume um papel no sistema, sendo uma a Master e a outra a Slave. Ambas as placas possuem câmeras e capacidade para fotografar uma imagem e realizar a missão de determinação de atitude em ambiente simulado. No que diz respeito à detecção de zonas de desmatamento e focos de incêndio, o processamento é feito na base com imagem tirada e transferida pela Raspberry Master, como será explicado mais adiante no texto.

A Raspberry Master é conectado ao sistema geral por UART. Também há uma conexão UART entre a Raspberry Master e a Slave. Por fim, ambas as Raspberries conseguem realizar uma conexão via rede WiFi com a base de processamento para enviar ou receber arquivos. A Figura 2.16 é um diagrama que exibe a arquitetura desta placa.

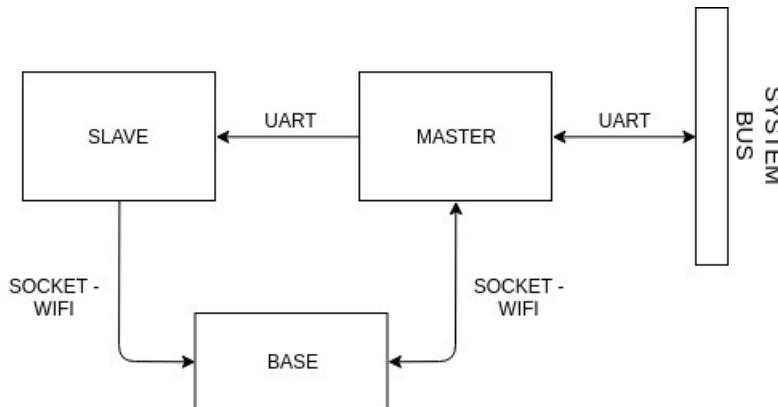


Figura 2.16: Arquitetura da Comin Board.

#### Fluxo de Execução

A Raspberry Master é responsável por receber comandos do sistema e adaptar seu modo de operação de acordo com o que for solicitado. Esta placa pode fazer as seguintes operações:

- **Tirar foto:** tira uma foto usando sua própria câmera e a armazena em sua memória.
- **Enviar a foto pela rede:** envia a foto que está na memória para algum destino, por exemplo a base, via rede.
- **Recebe arquivo pela rede:** recebe um arquivo pela rede e armazena em sua memória.

- **Determina a atitude:** consegue determinar a atitude, encontrando a diferença angular da posição do sol em relação ao centro da imagem capturada pela câmera em ambiente simulado e salva estas informações em um arquivo, na memória.
- **Envia os dados de atitude pela rede:** envia o arquivo onde estão salvas as informações sobre a determinação de atitude pela rede.

A Raspberry Slave, por sua vez, opera esperando um sinal da Master. Este Sinal indica se a Master conseguiu detectar o Sol na missão de determinação de atitude utilizando sua câmera. Se a Master não conseguir, ela pede à Slave para tentar realizar a detecção. Esta a realiza e envia o resultado via rede para a base, também salvando-o em um arquivo na memória.

### Determinação Atitude

Para a determinação de atitudes foi feito um código que, aproximando a forma do Sol para um círculo, opera tentando determinar formas circulares. A detecção ocorre utilizando a Transformada de Hough [Raf17] para a determinação de círculos, algoritmo popularmente conhecido como Hough Circles [Opea].

Como estamos trabalhando com a detecção de uma fonte luminosa, é certo que ruídos e reflexos vão existir na detecção, então foi necessário pesquisarmos também técnicas para tratar isso de forma que o algoritmo detecte apenas a fonte luminosa representante do Sol.

Dois tipos de modificações foram feitas na imagem. Primeiro, obtivemos a imagem monocromática, apenas com tons de cinza, para diminuir o número de informações a serem processadas, já que para a missão a identificação de cores não é necessária. Em seguida, aplicamos a detecção de formas associada ao Hough Circles e obtivemos uma lista de formas circulares, sendo que uma delas era a fonte luminosa que queremos detectar.

Para diferenciar os círculos representantes do Sol dos representantes dos ruídos e reflexos da luz, analisamos a área das regiões circulares encontradas. Assim, conseguimos diferenciar com bastante precisão quais círculos eram ruídos e qual era a fonte luminosa representando o Sol, que queríamos detectar.

Por fim, realizamos uma sutil correção de angulação da câmera, visto que estamos trabalhando com um modelo Fisheye, para obtermos a diferença de angulação no eixo X que de fato existe entre o centro da imagem capturada e o centróide do círculo que representa o Sol detectado. Assim, conseguimos a determinação de atitude em relação ao eixo X no ambiente simulado.

Embora não tenha sido o objetivo da missão, nosso código também é capaz de encontrar a linha do horizonte, tendo esta sido representada por uma fita de LED em nossos testes. O código usa também a Transformada de Hough para detectar linhas, algoritmo popularmente conhecido como Hough Lines[Opeb]. Ele aproxima a linha do horizonte por um segmento de reta que vai dos extremos da imagem e também identifica o centro deste segmento. A Figura 2.17 exibe um dos testes feitos em laboratório utilizando uma lanterna e uma fita de LED para validar nosso código de processamento de imagens.



Figura 2.17: Teste de determinação de atitude.

### Missões de Reconhecimento de Focos de Incêndio e Desmatamento

Como descrito acima, após o foto ter sido tirada no modulo Comin ela deve ser enviada para a base onde serão detectadas as áreas de desmatamento e focos de incêndio nas imagens recebidas. Para realizar esta detecção foram criados algoritmos que utilizam conceitos de processamento de imagem, juntamente com conceitos aprendizado de máquina, a fim de atingir os melhores resultados. Além disso, devido a dificuldade de se criar um algoritmo que apresenta ótima performance em todas as situações foram criados diversos métodos que abrangem diferentes circunstâncias.

Como cada componente da imagem será representado por uma cor, como disponibilizado nas imagens de calibração, os algoritmos desenvolvidos focaram no uso de técnicas de segmentação de imagens utilizando algoritmos de clusterização e classificação de dados. As cores da imagens, juntamente com suas representações estão descritas a seguir:

- **Verde Claro:** Vegetação rasteira ou leve;
- **Verde Escuro:** Vegetação densa / Floresta;
- **Marrom:** Terra / Solo;
- **Azul:** Água;
- **Vermelho:** Queimada;
- **Preto:** Bordas, devem ser ignoradas.

Cada um dos códigos criados para realizar a missão estão descritos abaixo, especificando qual tipo de técnica foi usada em cada caso. Apenas os 3 últimos realizam a detecção de focos de incêndio e áreas desmatadas.

#### Crop

Este código tem a função de realizar uma transformação de perspectiva de 4 pontos na imagem recebida do CubeSat. Isso é necessário pois como a imagem da floresta simulada

será impressa e o CubeSat usará uma câmera de modelo Fisheye, na foto recebida na base haverá a imagem da floresta e o restante da sala da missão. Dessa forma é necessário conseguir cortar apenas a parte que representa a floresta do restante e transforma-la em um retângulo para trabalhar nesta nova imagem com algum dos códigos descritos a seguir.

### Automático - Não Supervisionado

Este código realiza uma segmentação por cor da imagem processada, e a partir dela determina quais partes da imagem representam florestas ou queimadas e processa a porcentagem de espaço ocupado pela vegetação densa e a localização e numero dos focos de incêndio.

Esta segmentação é considerada **não supervisionada** por utilizar algoritmos de aprendizado de máquina para agrupamento de dados, dessa forma não é necessário que o usuário identifique quais partes representam vegetação ou queimada. Para isso as informações de cores de cada pixel são utilizadas como atributos e então o algoritmo K-Means[Mac67] gera os *clusters*.

Estes são analisados para gerar duas *masks*, uma contendo Vermelho e Laranja e outra com o Verde Claro e Verde Escuro. Isso é feito pois as cores costumam ficar juntas nos agrupamentos.

O K-Means é novamente usado em cada *mask*, permitindo analisar as duplas de cores similares sem a presença do resto da imagem, e pelos valores dos centros obtidos é possível determinar quais os agrupamentos de Vermelho e de Verde Escuro.

Feito isso, calcula-se a área Verde Escuro, gerando a porcentagem de mata densa, e a quantidade de objetos no agrupamento Vermelho fornece o número de focos de queimada.

### Semiacutomático - Supervisionado

Este código realiza uma segmentação supervisionada por cor da imagem processada utilizando o algoritmo de Crop, e a partir desta segmentação determina quais partes da imagem representam florestas ou vegetação densa e processa a porcentagem de espaço ocupado para áreas de floresta e a localização e número dos focos de incêndio.

Esta segmentação é considerada **supervisionada** por utilizar algoritmos de aprendizado de máquina para classificação de dados, assim é necessário que o usuário identifique quais pixels representam áreas de vegetação e queimadas pelo menos uma única vez e a partir disto é criada uma base de dado que pode ser usada em classificações futuras sem a necessidade da entrada de informações pelo usuário.

Para realizar isso primeiramente deve-se criar duas base de dados binárias, uma para a identificação de queimadas e outra para a identificação de vegetação densa. Nestas bases cada instância representa um pixel e os atributos são as informações de cores de cada pixel, possuindo também uma classe que identifica a presença (valor 1) ou ausência (valor 0) do atributo *target*, que seria a queimada ou vegetação densa. A partir destas bases é realizado o treinamento de dois classificadores de dados do tipo *K-Nearest Neighbors* (KNN) [CH06], cada um com uma base, e então usa-los para classificar pixels de uma imagem como pertencentes a uma área de vegetação densa ou área de queimada.

A partir destas bases criadas, sempre que uma nova imagem for recebida será feita a extração das informações de cores de cada pixel e então os classificadores KNN serão

utilizados para indicar se aquele pixel pertence ou não a uma região de floresta ou queimada. Identificando estas informações para cada pixel é computada a área que a floresta representa da imagem total e são computadas as localizações dos focos de incêndio.

### Manual

Este é o método mais simples dos três, e com maior dependência no usuário. Novamente, o algoritmo K-Means[Mac67] faz o agrupamento dos pixels em *clusters*, cuja quantidade é selecionada na interface, e então cada centro é classificado pelo usuário como uma das seis cores disponíveis.

Com a classificação, é calculada a área do grupo Verde Escuro, gerando a porcentagem de vegetação densa, e a quantidade de focos é obtida pelo número de objetos nos agrupamentos determinados como Vermelho, as queimadas.

#### 2.3.6 Controle de Atitude - Alves Module

Em homenagem à professora Vilma Alves Oliveira do Departamento de Engenharia Elétrica e de Computação da Universidade de São Paulo, que possui uma ampla experiência na área de sistemas de controle, o subsistema responsável pelo controle de atitude do USPSat AE1 recebeu o nome de Alves Module.

Ao ser lançado em ambiente espacial, um CubeSat possui velocidades angulares não nulas nos eixos Row, Pitch e Yaw (figura 2.18), sendo um dos primeiros objetivos da missão a sua estabilização nesses três eixos em relação a um referencial determinado. Para a competição, o Alves Module realizará a estabilização do USPSat AE1 em um único eixo, o Yaw (eixo z).

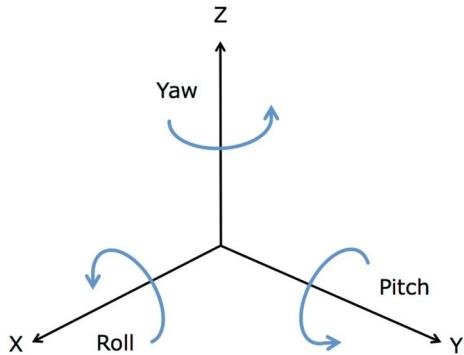


Figura 2.18: Ângulos Row, Pitch e Yaw.

Após a estabilização, outra tarefa importante do sistema de controle de atitude é realizar o apontamento do satélite para um sentido que favoreça o carregamento das baterias por meio dos painéis fotovoltaicos. Assim, de posse das informações de determinação de atitude obtidas através do Comin Module, o Alves Module deverá realizar o apontamento do USPSat AE1 para os azimutes solicitados pelo sistema principal.

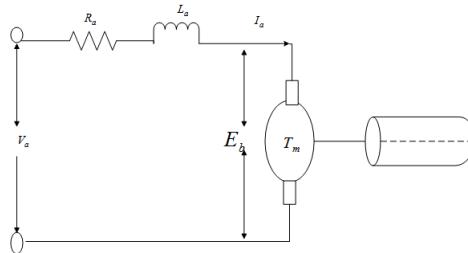
Tanto para estabilização da velocidade angular quanto para o apontamento, o controle de atitude é realizado por compensação do momento angular, realizado a partir da alteração

da velocidade de um motor de corrente contínua com escovas, cujo eixo está acoplado a uma roda de reação costituida de latão, com 3,15 mm de espessura e 68,75 mm de diâmetro. A folha de dados do motor utilizado pode ser encontrada em [8].

### Modelagem do Sistema Dinâmico

Inicialmente, foi calculado o sistema de equações diferenciais ordinárias que rege os comportamentos elétrico e mecânico da planta, desprezando-se efeitos de segunda ordem (como vibrações e atritos estáticos). O diagrama eletromecânico do motor CC com a roda de reação acoplada em seu eixo pode ser observado na figura 2.19.

Figura 2.19: Diagrama simplificado dos componentes do sistema.



Na tabela 2.1, é possível encontrar os subíndices que serão utilizados no decorrer do equacionamento e os componentes mecânicos a eles associados. Na tabela 2.2, estão apresentados os símbolos que serão utilizados.

Tabela 2.1: Nomeclatura dos subíndices utilizados no equacionamento.

Subíndice	Componente Associado
m	Motor
w	Roda de Reação ("wheel")
f	Corpo do Nanossatélite ("frame")

No sistema, pode-se considerar a atuação de dois coeficientes de atrito viscoso: o primeiro,  $b_1$ , quantifica a viscosidade associada à roda de reação acoplada ao eixo do motor. O segundo,  $b_2$ , está associada à viscosidade entre o corpo do nanossatélite e a plataforma de testes. O parâmetro  $b_2$  pode ser considerado incerto no sistema, podendo ir desde zero (ambiente espacial) até o valor do coeficiente de atrito viscoso da base giratória de testes. Para esta modelagem, será adotado  $b_2 = 0$ . A seguir, serão apresentadas as equações dinâmicas do sistema. Para simbolizar a operação derivada, foi utilizada a notação com ponto.

Equação Mecânica 1: posição angular do satélite.

$$\omega_f = \frac{d\theta_f(t)}{dt} = \dot{\theta}_f \quad (2.2)$$

Tabela 2.2: Símbolos utilizados no equacionamento.

Símbolo	Significado
$\tau$	Torque [N.m]
$J$	Momento de Inércia [ $kg \cdot m^2$ ]
$b$	Coeficiente de Atrito Viscoso [ $N \cdot s / m^2$ ]
$\theta$	Posição Angular [rad]
$\omega$	Velocidade Angular [rad/s]
$K_t$	Constante de Torque do Motor [N.m/A]
$K_c$	Constante Contraeletromotriz [V.s]
$L$	Indutância de Armadura do Motor [H]
$R$	Resistência de Armadura do Motor [ $\Omega$ ]
$E_b$	Tensão contra-eletromotriz do Motor [V]
$V_a$	Tensão de Armadura do Motor [V]
$\delta$	Razão Cíclica do Motor [Adimensional]

Equação Mecânica 2: Conservação do Momento angular com referencial no corpo do satélite.

$$\tau_m + b_1 \cdot \dot{\theta}_w = J_w \cdot \ddot{\theta}_w \quad (2.3)$$

Equação Mecânica 3: Conservação do Momento angular com referencial fixo externo ao satélite.

$$b_1 \cdot \dot{\theta}_w - b_2 \cdot \dot{\theta}_f - \tau_m = J_f \cdot \ddot{\theta}_f \quad (2.4)$$

Equação Elétrica 1: Constante de Torque do motor.

$$\tau_m = K_t \cdot I \quad (2.5)$$

Equação Elétrica 2: Constante Contra-Eletromotriz do motor.

$$E_b = K_c \cdot \omega_w \quad (2.6)$$

Equação Elétrica 3: Lei de Kirchhoff das Tensões.

$$V_a - R \cdot I - L \cdot \dot{I} - E_b = 0 \quad (2.7)$$

Em um motor de corrente contínua com escovas, a constante de torque e a constante contra-eletromotriz possuem aproximadamente o mesmo valor. Desse modo, pode-se adotar  $K_t = K_c = K$ .

A partir da equação 2.2, substituindo a equação 2.5 em 2.3 e 2.4, e substituindo a equação 2.6 em 2.7, podemos escrever o sistema 2.8.

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_m &= -\frac{b_1}{J_w} \cdot \omega_w + \frac{K}{J_m} \cdot I + 0 \cdot \omega_f + 0 \cdot \theta_f \\ \dot{I} &= -\frac{K}{L} \cdot \omega_w - \frac{R}{L} I + 0 \cdot \omega_f + 0 \cdot \theta_f + \frac{V_a}{L} \\ \dot{\omega}_f &= \frac{b_1}{J_f} \cdot \omega_w - \frac{K}{J_f} \cdot I - \frac{b_2}{J_f} \cdot \omega_f + 0 \cdot \theta_f \\ \dot{\theta}_f &= 0 \cdot \omega_w + 0 \cdot I + 1 \cdot \omega_f + 0 \cdot \theta_f\end{aligned}\tag{2.8}$$

De posse das equações 2.8, foi montado o equacionamento em espaço de estados apresentado na equação matricial 2.9.

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_w \\ \dot{I} \\ \dot{\omega}_f \\ \dot{\theta}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{b_1}{J_w} & \frac{K}{J_w} & 0 & 0 \\ -\frac{K}{L} & -\frac{R}{L} & 0 & 0 \\ \frac{b_1}{J_f} & -\frac{K}{J_f} & -\frac{b_2}{J_f} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_w \\ I \\ \omega_f \\ \theta_f \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{L} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \cdot V_a\tag{2.9}$$

Este equacionamento foi implementado em MATLAB para a modelagem da planta em espaço de estados, adotando como matriz C uma matriz identidade de ordem 4. Como matriz D, foi utilizado um vetor de 4 linhas preenchidas por zero. Os parâmetros  $b_1$ ,  $J_w$ ,  $K$  e  $R$  foram obtidos por meio dos procedimentos sugeridos nos capítulos 3 e 4 de [7] com a roda de reação já acoplada no eixo do motor. O parâmetro  $L$  foi medido utilizando uma ponte RLC para várias posições do eixo do motor. O eixo, quando parado, sofre magnetização dos imãs permanentes, fazendo com que a medição seja alterada em função desta posição. A fim de trabalhar com um valor coerente, a estimativa da indutância  $L$  adotada na modelagem corresponde ao valor médio dessas medições.

Por fim, o parâmetro  $J_f$  foi estimado através da fórmula do momento de inércia de um paralelepípedo retângulo em relação ao ângulo Yaw (eixo z). A equação 2.10 apresenta a fórmula utilizada, em que a letra "h" representa a altura em metros, "c" o comprimento e "l", a largura.

$$J_f = \frac{1}{3} \cdot M \cdot (c^2 + l^2)\tag{2.10}$$

Como o USPSat AE1 é um CubeSat de dimensões 2u (isto é,  $h = 20$  cm,  $c = l = 10$  cm) com massa  $M = 1,7$  kg,  $J_f$  assume o valor aproximado de  $0,0113 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ .

De posse das matrizes A e B do sistema representado em espaço de estados, podemos convertê-lo para o formato de funções de transferência a partir da equação 2.11.

$$\frac{\omega_f(s)}{V_a(s)} = C_{\omega_f} \cdot (s \cdot I - A)^{-1} \cdot B + D_{\omega_f} \quad (2.11)$$

Onde  $C_{\omega_f}$  é a matriz identidade C de ordem 4 modificada para apresentar apenas o estado  $\omega_f$  como saída, indicada pela equação 2.12

$$C_{\omega_f} = [0 \ 0 \ 1 \ 0] \quad (2.12)$$

com  $D_{\omega_f} = 0$ .

De posse da função de transferência  $\frac{\omega_f(s)}{V_a(s)}$  e sabendo que a equação  $\frac{d\theta_f(t)}{dt} = \omega_f(t)$  pertencente ao domínio do tempo equivale à equação  $s \cdot \theta_f = \omega_f$  no domínio de Laplace, podemos obter  $\frac{\theta_f(s)}{V_a(s)}$  a partir da equação 2.13 ou adotando, na equação 2.12, a matriz  $C_{\theta_f}$  (ver equação 2.14) ao invés de  $C_{\omega_f}$ . Neste caso,  $D_{\theta_f}$ , assim como  $D_{\omega_f}$  também é igual a zero.

$$\frac{\theta_f(s)}{V_a(s)} = \frac{1}{s} \cdot \frac{\omega_f(s)}{V_a(s)} \quad (2.13)$$

$$C_{\theta_f} = [0 \ 0 \ 0 \ 1] \quad (2.14)$$

Com o auxílio do softare MATLAB,  $\frac{\omega_f(s)}{V_a(s)}$  e  $\frac{\theta_f(s)}{V_a(s)}$  foram obtidas e simplificadas pelo comando "minreal", que realiza o cancelamento de polos e zeros sem alterar as características da resposta original das funções de transferência.

Ainda utilizando o MATLAB, estas funções de transferência foram discretizadas (conversão do domínio de Laplace para o domínio da Transformada Z) por meio do comando "c2d" com um período de amostragem escolhido em função do sensor BNO055. A frequência de amostragem deste sensor pode ser escolhida como 100 Hz ou 500 Hz (mais detalhes sobre este componente podem ser encontrados na seção Implementação do Controle). Por fim, as funções de transferência dos controladores PID discretos foram obtidas com o auxílio da ferramenta RLTool e testadas em ambiente Simulink.

### Implementação do Controle

Os componentes eletrônicos do Alves Module responsáveis pelo controle de atitude estão divididos em três grupos: sensoreamento, processamento de dados e atuação.

Para realizar o sensoreamento, a fim de detectar a velocidade e posição angular do satélite segundo os ângulos de Euler, o Alves Module utiliza o circuito integrado BNO055. Esse circuito integrado possui três sensores internos: um giroscópio, um acelerômetro e um

magnetômetro. Para obter a velocidade angular da roda de reação, foram utilizados dois circuitos TCRT5000 (diodo infravermelho encapsulado em conjunto com um fototransistor) e doze listras negras na superfície da roda. Desse modo, o diodo emite um sinal infravermelho que é refletido na superfície metálica da roda ou absorvido pela pintura da faixa sobre esta. Assim, o fototransistor entrará em condução ou corte, gerando pulsos elétricos que serão digitalizados em níveis de tensão 0 ou 3,3 V pelo comparador LMC6772 e computados para estimar a velocidade angular instantânea da roda.

O processamento de dados é realizado exclusivamente pelo microcontrolador principal deste subsistema, o STM32L476RG, comum aos demais módulos. Sua comunicação com a BNO055 é realizada via protocolo I2C. Por redundância, o sinal de saída do comparador (sinal do encoder filtrado e discretizado) pode ir diretamente para o microcontrolador ou passar por um contador antes de chegar aos pinos deste. Além disso, este microcontrolador também foi programado com as equações dos controladores PID discretos obtidas a partir da modelagem do sistema com auxílio da ferramenta RLTool do software MATLAB. O Alves Module possui dois estados de operação: estabilização de velocidade e apontamento de azimute. Em ambas, a tensão de armadura que deve ser injetada no motor para cada instante de tempo é calculada pelo microcontrolador em função da saída desejada (referência ou *setpoint*), velocidade angular da roda de reação, e velocidade ou posição angular do satélite.

Por fim, com o valor da tensão de armadura calculada para cada intervalo de tempo, sua respectiva razão cíclica ( $\delta$ ) pode ser determinada truncando-se o valor da razão entre a tensão de armadura desejada e a tensão máxima que o London Module pode oferecer, isto é, 11,1 V ( $\delta = \frac{V_a}{11,1}$ ). Em seguida, esta razão cíclica é enviada para o circuito L298p, um chopper de 4 quadrantes (também chamado de Ponte H) que atuará diretamente sobre o motor de corrente contínua.

Dessa forma, a partir do trabalho em conjunto realizado pelos componentes do Alves Module comunicando-se com os demais módulos, é possível realizar o controle de atitude do USPSat AE1 sobre o eixo Yaw.

### 2.3.7 Estruturas - Oliveira Module

O subsistema estrutural do USPSat recebeu o nome de "Oliveira Module", em homenagem ao professor João Fernando Gomes de Oliveira. João, mais conhecido como "Muringa", é um professor muito querido e admirado pelos membros do Zenith.

O USPSat foi construído tendo como base a Revisão 13 para Design de Cubesats. Sua estrutura principal é feita toda de Alumínio 7075-T6 e, visando um acabamento superficial, a estrutura foi posteriormente anodizada na cor preta.

A estrutura do USPSat consiste basicamente em trilhos laterais que apoiam duas placas em suas extremidades, nessas placas há furos para o encaixe de eixos que servem como guia das placas eletrônicas. Nas placas das extremidades, está acoplado o mecanismo de deploy de antena do CubeSat.

No total, há seis placas embarcadas no USPSat, visando manter um espaçamento correto entre essas placas, mantendo-as em uma distância segura que evite a colisão das mesmas durante o teste de vibração, usou-se tubos de carbono, possuindo 6mm de diâmetro externo e 4mm de diâmetro interno, como espaçadores.

Para a fixação do mecanismo de controle de atitude, que consiste em uma roda de reação fixada em um motor, usou-se uma estrutura fabricada por meio de deposição de material fundido (técnica FDM, mais conhecida como impressão 3D) do polímero ABS. Essa estrutura fixa o motor da roda de reação em uma trava usinada.

O subsistema de controle térmico consiste no Módulo Ribatski que está acoplado no interior de uma estrutura que também foi fabricada por ABS pela técnica de FDM. Essa estrutura foi elaborada visando um isolamento térmico melhor das baterias.

Para a fixação dos painéis solares e das câmeras do USPSat, usou-se chapas de 2mm de fibra de carbono. As placas passaram pelo processo de fresamento visando possibilitar um encaixe das câmeras utilizadas pelo Módulo Comin (tais câmeras ficam expostas na lateral do USPSat para a coleta de imagens). Os painéis foram fixados por meio de uma resina epóxi.

A parte superior do USPSat possui o módulo de depploy das antenas. Visando isolar esse módulo do ambiente externo, usou-se placas de fibra de carbono que são fixadas na região superior por meio de 4 parafusos. O depploy da antena é realizado por um sistema elétrico e o direcionamento da antena para a região externa do CubeSat é feito por meio de uma placa fabricada com um caminho em seu interior. Essa placa pode ser vista na figura 2.20.

A estrutura final do USPSat é composta pelas seguinte peças:

1. 4 trilhos de Al 7075-T6
2. 2 tampas de Al 7075-T6
3. 4 chapas de fibra de carbono de dimensões **85x95x2mm**
4. 4 eixos de Aço Inox 304 de 3mm de diâmetro
5. 2 chapas de fibra de carbono de dimensões **8x8x2mm**
6. 2 suportes de ABS para o depploy das antenas
7. 1 caixa de ABS para o Módulo Ribatski
8. 1 suporte de ABS para o motor da roda de reação
9. 2 suportes de ABS para as câmeras das Raspberry Pi
10. 6 placas eletrônicas (uma para cada módulo)
11. 1 roda de reação de 67,8mm de diâmetro e 3,15mm de espessura fabricada em latão
12. 1 placa fabricada em ABS para o sistema de depploy da antena

O USPSat é um CubeSat 2U, sendo assim sua massa máxima permitida é de 2,66kg. A massa total do USPSat é de **1715g ??**, estando de acordo com as delimitações impostas pela Referência 13 para Design de Cubesats.

## 2.4 Simulação Orbital

Visando um estudo mais aprofundado da dinâmica orbital do USPSat, realizou-se simulações por meio do software Simulation Took Kit (STK). As simulações tiveram como foco a determinação de uma órbita que tivesse uma grande passagem pela Amazonia Legal,

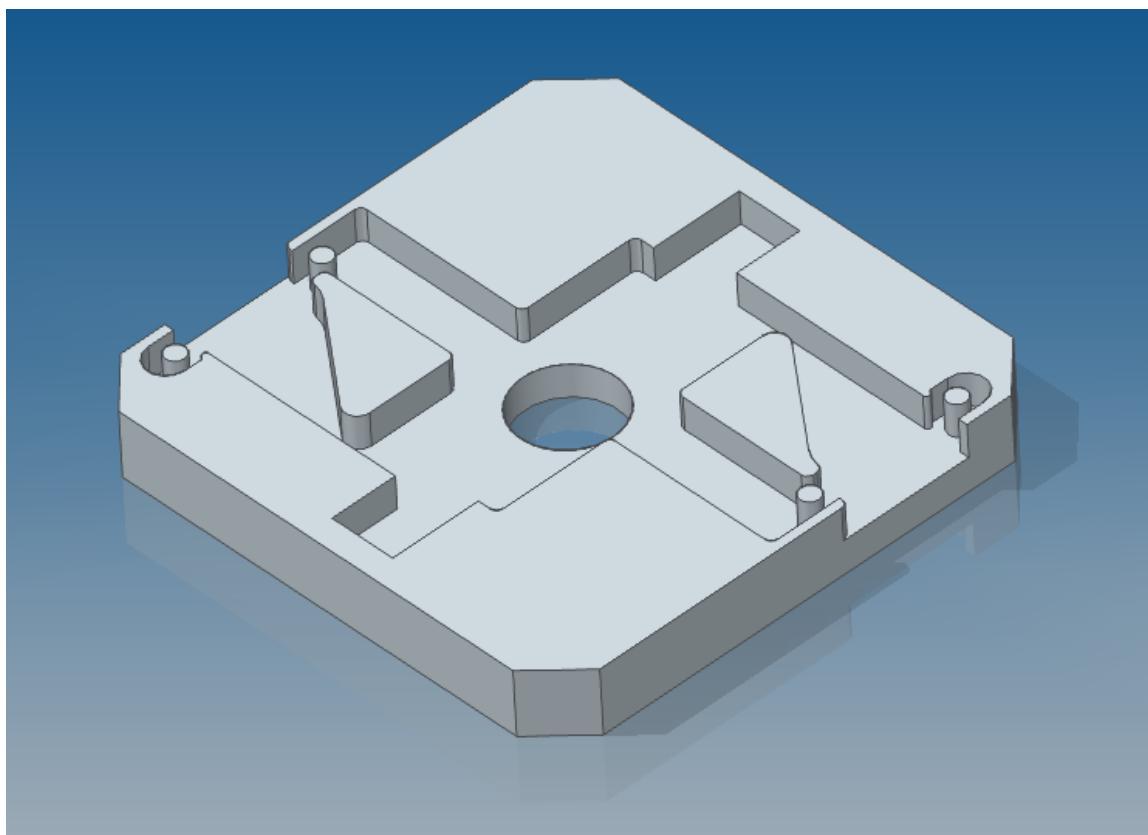


Figura 2.20: Estrutura elaborada para o depploy da antena do USPSat.

especialmente na região brasileira, e que fosse capaz de estabelecer comunicação com uma estação de solo localizada na cidade de São Carlos, SP. Para fins de estudo, usou-se como local de lançamento dados da Base de Alcantara, localizada no estado do Maranhão.

Tendo como foco a utilização do USPSat em uma órbita baixa terrestre (*Low Earth Orbit - LEO*), a determinação de sua altitude foi realizada por meio da análise de órbita da Estação Espacial Internacional (*International Space Station - ISS*). Partindo do raciocínio que o USPSat seria posto em órbita por meio de um lançamento a partir da ISS, encontrou-se a altitude da ISS no dia e a partir disso determinou-se a altitude de órbita do USPSat como sendo 450km.

Para a retirada de imagens da Amazônia Legal, a órbita recomendada é a Equatorial. Uma órbita Polar é capaz de apresentar um rastreamento efetivo da Amazônia, porém considerando um lançamento a partir da ISS, é mais viável a utilização de uma órbita Equatorial.

## 2.5 Conclusão

O projeto do USPSat foi uma oportunidade para a maturação do grupo em questões técnicas relacionadas ao desenvolvimento de satélites. Visando um maior profissionalismo do projeto

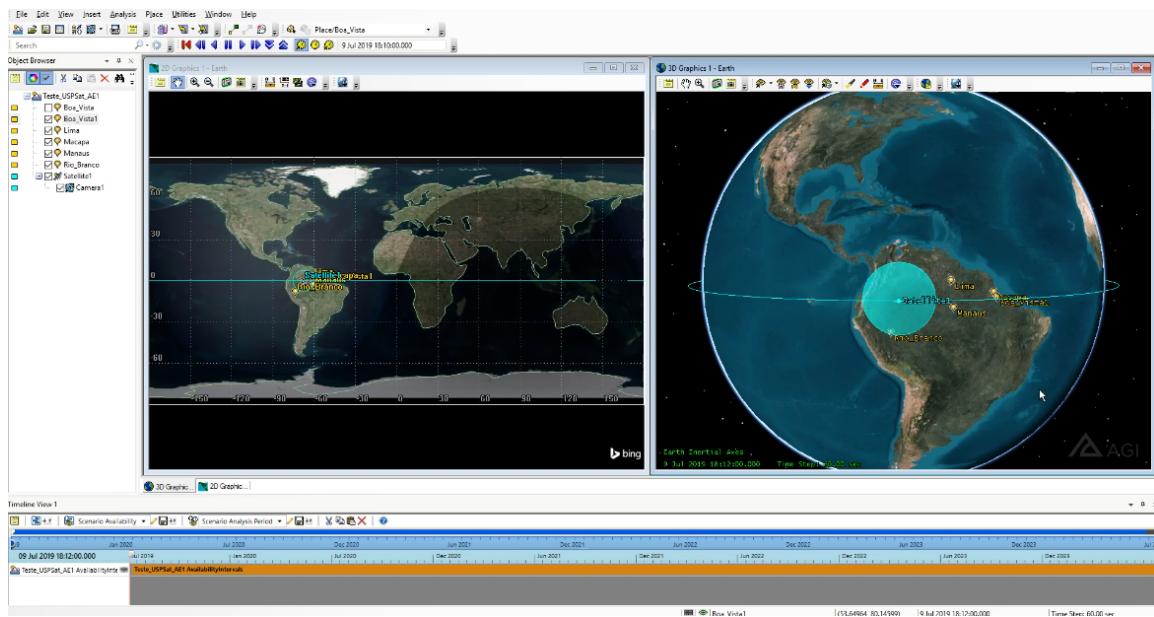


Figura 2.21: Simulação realizada no STK visando analisar uma possível órbita para o USPSat.

e uma otimização dos sistemas utilizados no ZenSat 1.0, o USPSat cumpriu seu papel de proporcionar essa experiência para os membros do Zenith.

Alguns problemas foram encontrados durante a integração dos sistemas. Isso ocorreu principalmente pelo fato de que algumas peças fabricadas sofreram alterações quando comparadas com os desenhos das peças originais. A solução encontrada pelo grupo foi realizar algumas mudanças na estrutura física visando uma melhoria nessa integração.



## Bibliografia

- [1] Alexander, C. K.; Sadiku, M. N. O. *Fundamentos de Circuitos Elétricos*. 5<sup>a</sup>ed. Mc-GrawHill.
- [2] CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY. *The CubeSat Program: CubeSat Design Specification Rev. 13*. San Luis Obispo, p.42. 2014.
- [3] Cormen, T. H. et al. *Algoritmo: Teoria e Prática*. Tradução da 3<sup>a</sup>ed. Campus.
- [4] Incropera, F. P.; Dewitt, D. P. *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. 7th ed. John Wiley and Sons.
- [5] Mariño, G. G. V. et al. *IAA-BR-16-1P-01: Mission analysis for a remote sensing CubeSat mission over the Amazon rainforest*.
- [6] Molloy, D. *Exploring Raspberry Pi: Interfacing to the real world with embedded linux*. Willey.
- [7] Moraes, F. A. *Estudo em vazio sobre Motores CC com imã Permanente com Aplicação na Indústria Automotiva*. p. 85. UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ - DEPARTAMENTO ACADÊMICO DE ELETROTÉCNICA - CURSO ENGENHARIA INDUSTRIAL ELÉTRICA/ELETROTÉCNICA. Curitiba. 2015.
- [8] Neoyama. Micro Motor DC: P/N: AK360/53PL12S12500S. Disponível em: <https://www.baudaelectronica.com.br/Documentos/micro-motor-12-vdc-12500rpm.pdf>, 22 jul. 2019.