

CENTRO UNIVERSITÁRIO DO INSTITUTO MAUÁ DE TECNOLOGIA

Escola de Engenharia Mauá

Engenharia Eletrônica

LETÍCIA TAVORE DE LIMA

ONÇASAT - Cubesat para monitoramento

São Caetano do Sul

2022

LETÍCIA TAVORE DE LIMA

ONÇASAT – CubeSat para monitoramento

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Escola de Engenharia Mauá do Centro Universitário do Instituto Mauá de Tecnologia como requisito parcial para a obtenção do título de Engenheira Eletrônica.

Orientador: Eng. Me. Fernando de Almeida Martins

Área de concentração: Engenharia Eletrônica

São Caetano do Sul

2022

Tavore de Lima, Letícia

ONÇASAT: CubeSat para monitoramento de felinos. / Letícia Tavore de Lima. — São Caetano do Sul: CEUN-IMT, 2022.

80p.

Trabalho de Conclusão de Curso – Escola de Engenharia Mauá do Centro Universitário do Instituto Mauá de Tecnologia, São Caetano do Sul, SP, 2022.

Orientador(a): Engenheiro Mestre Fernando de Almeida Martins

1.Nanossatélites. 2.IoT. 3. Monitoramento. 4.Fauna. 5. LoRaWAN. I. Tavore de Lima, Letícia. II. Instituto Mauá de Tecnologia. Escola de Engenharia. III. Título.

LETÍCIA TAVORE DE LIMA

ONÇASAT – CubeSat para monitoramento

Trabalho de Conclusão de Curso aprovado pela Escola de Engenharia Mauá do Centro Universitário do Instituto Mauá de Tecnologia como requisito parcial para a obtenção do título de Engenheira Eletrônica.

Banca avaliadora:

Professor Mestre Fernando de Almeida Martins
Orientador

Prof. Dr. José Carlos de Souza Júnior
Avaliador

Prof. Dr. Eduardo Victor dos Santos Pouzada
Avaliador

São Caetano do Sul, 08 de dezembro de 2022.

Dedico este trabalho ao mundo.

AGRADECIMENTOS

“As pessoas felizes lembram o passado com gratidão, alegram-se com o presente e encaram o futuro sem medo” (Epícuro).

Eu poderia simplesmente citar os nomes de todos aqueles que me ajudaram brevemente e dizer que sem eles este trabalho não teria sido possível. No fundo é verdade. Mas é muito mais do que receber ajuda, é criar laços e memórias ao longo dos meses de trabalho. É se deparar com dificuldades e não saber o que fazer, e receber deles o ombro para subir e enxergar mais longe. É aprender com cada erro cometido, e errar mais cinco vezes seguidas, e mesmo assim aproveitar o processo. Pois eu sabia que estava rodeada de pessoas maravilhosas que mesmo se eu falhasse, elas estariam lá para me ajudar a levantar. Como a frase no primeiro parágrafo diz, lembrarei destes momentos sempre e serei grata por ter tido a oportunidade de conhecer e fazer parte da história de todas estas pessoas. Fico feliz hoje por ainda tê-las presente no meu dia a dia e, com toda certeza do mundo, olho para o futuro com frio na barriga, mas com mais segurança pois lembro de todos os ensinamentos que a mim foram dados.

Ao meu orientador, chefe e amigo Engenheiro Mestre Fernando de Almeida Martins, agradeço todas as oportunidades a mim oferecidas, as horas de trabalho que me foram liberadas para desenvolver este trabalho, o apoio diário, as incontáveis horas dedicadas a mim e a este trabalho, e a confiança em mim para fazê-lo.

Ao meu amigo e colega de trabalho Engenheiro Rogério Cassares Pires, agradeço seu apoio e boa vontade durante suas horas de trabalho as quais dedicou seu tempo em me ajudar, tirar dúvidas, conversar, fazer tão além do que o necessário, participando do projeto como se fosse seu próprio. Você é um ser de luz e agradeço a você de coração.

Agradeço à Divisão de Eletrônica e Telecomunicações do Centro de Pesquisas do INSTITUTO MAUÁ DE TECNOLOGIA, e a todos os meus amigos e colegas de trabalho que fizeram parte deste projeto, em especial, Sarah Silvestre e Caio Rabinovich Panes Brunholi, os quais participaram comigo de todas as competições, me ajudaram de infinitas formas, deram apoio em vários momentos e ficaram junto a mim no Eureka.

Agradeço a todo o INSTITUTO MAUÁ DE TECNOLOGIA, que ao longo destes cinco anos de caminhada na Engenharia me proporcionou conhecimento e me deu base para que tudo isso fosse possível, além de proporcionar uma infraestrutura de ponta. Agradeço a todos os professores mestres e doutores que me proporcionaram conhecimento e confiança, especialmente aos professores do tronco de elétrica e eletrônica com os quais mais obtive contato, podendo citar, Professor Dr. Eduardo Victor dos Santos Pouzada, Professor Dr. Sérgio Augusto Ribeiro, Professor Dr. Alessandro Oliveira, Professor Dr. Wanderson Assis e Professora Dra. Alessandra Dutra Coelho (que em especial, sendo a única professora mulher no tronco de eletrônica, é a minha maior inspiração feminina).

Meus sinceros agradecimentos aos meus pais e amigos da faculdade. Aos meus pais que me proporcionaram a oportunidade única de poder estudar e ter tamanho privilégio, dando apoio nos momentos de dificuldade e se entusiasmando a cada vitória e nova conquista. Aos meus amigos, que sempre estiveram lá por mim, para me ajudar no que eu precisasse, ouvir, desabafar e nos divertir ao longo destes anos.

*“Compreender as coisas que nos rodeiam é a
melhor preparação para compreender o que há mais
além”. Hipátia*

RESUMO

O ONÇASAT consiste em um sistema de monitoramento independente e de tempo real para monitoramento da vida selvagem sobre a Terra, em especial as onças-pintadas. O sistema foi baseado em uma rádio-coleira com GPS, um nanossatélite e uma estação base (gateway), onde em cada um dos itens anteriores foi equipado com um módulo LoRa (protocolo de rádio comunicação de longo alcance e baixo consumo). O sistema aumenta o raio de abrangência para missões do Tipo *Earth Observation*, e possibilitou o monitoramento ser modular, robusto e otimizado. Além disso, abre portas para outras vertentes e aplicações, visto que este se trata de um case de maior dificuldade. Passa-se agora a ter não apenas dados de localização, mas sim dados com valor agregador, os quais servem de base para o entendimento do comportamento, reconhecimento de padrões e, como consequência, a possibilidade de melhores estratégias de proteção e preservação de animais silvestres para este caso específico.

Palavras-chave: nanossatélites. IoT. monitoramento. Fauna. LoRaWAN.

ABSTRACT

ONÇASAT consists of an independent, real-time, monitoring system for tracking wildlife on Earth, in particular jaguars. The system was based on a radio-collar with a GPS module, a nanosatellite and a base-station (gateway), where in each was equipped with a LoRa module (Long-Range and low power radio communication protocol). The system increases the radius of coverage for Earth Observation type missions, and allows monitoring to be modular, robust and optimized. In addition, it opens doors to other applications, since this is a greater difficulty case. There is now not only location data, but data with aggregating value, which serve as basis for understanding behavior, recognizing patterns and as consequence, the possibility of better preservation strategies of wild animals for this specific case.

Keywords: nanosatellite. IoT. tracking. Fauna. LoRaWAN.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 — Áreas de possíveis habitats dos jaguares na América Latina	36
Figura 2 — Imagem oficial do dia nacional da onça-pintada	38
Figura 3 — Rastreamento de objetos em órbita baixa com menos de 2000 km pela empresa LeoLabs.....	41
Figura 4 — Exemplos de Rádio-Colares usados em alces.....	45
Figura 5 — <i>Chirp Spread Spectrum</i>	47
Figura 6 Exemplo de funcionamento rede LoRa	47
Figura 7 — Ilustração da composição e usos dos CubeSats	50
Figura 8— Comparação das dimensões padrão para CubeSats	52
Figura 9 —Especificação da largura dos trilhos	54
Figura 10 —Massa característica para cada dimensão de CubeSat	55
Figura 11 Esquemático sugerido para <i>Power Supply</i>	64
Figura 12 Exemplo de controle em malha fechada.....	66
Figura 13 Esquemático subsistema TT&C	67
Figura 14 Balanceamento energético básico.....	69
Figura 15 Parâmetros de entrada.....	75
Figura 16 Visualização 3D da órbita.....	76
Figura 17 - Outras vistas e Mapeamento	77
Figura 18 Relação Altitude x Temperatura.....	78
Figura 19 Faixa de temperatura em cada altitude	79
Figura 20 Camadas da Atmosfera.....	79
Figura 21 — Diagrama de Blocos CubeSat	91
Figura 22 — Diagrama de blocos Rádio-Coleira.....	92
Figura 23 — Placa LoRa Mauá vista top	94
Figura 24 — Placa LoRa Mauá vista bottom.....	95

Figura 25 Consumo de corrente módulo RN2903 em diversas situações	95
Figura 26 — Visão geral placa A9G e suas principais conexões	96
Figura 27 — Esquemático elétrico da Rádio-Coleira.....	98
Figura 28 — Módulo A9G com antenas GPS e GPRS	99
Figura 29— Ilustração da geometria da antena coleira	100
Figura 30— Padrão de irradiação tridimensional.....	101
Figura 31 —Gráfico de Impedância com parte Reativa e Resistiva separadas.....	101
Figura 32 —S11	102
Figura 33 —Diretividade - Azimute.....	103
Figura 34— BMS Power Bank - vista bottom	104
Figura 35 —BMS Power Bank - vista top.....	104
Figura 36 Esquemático elétrico do BMS.....	105
Figura 37 Bateria Li-po recarregável.....	106
Figura 38 Rádio-Coleira modificada	107
Figura 39 — <i>Boom Stabilization</i>	108
Figura 40 Painel solar escolhido para os cálculos	132
Figura 41 Esquemático caminho do sinal.....	121
Figura 42 Vista Isométrica protótipo 1	136
Figura 43 Vista lateral direita protótipo 1	137
Figura 44 Vista explodida protótipo 1	137
Figura 45 Vista isométrica protótipo 2	138
Figura 46 Vista isométrica protótipo 2 (outro lado)	138
Figura 47 Vista isométrica protótipo 2 parte interna.....	139
Figura 48 Vista lateral protótipo 2 partes interna	139

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 Localização do Centro de Gradivade para cada dimensão	55
Tabela 2 — Principais parâmetros de requisitos considerados	88
Tabela 3 — Calendário do projeto	88
Tabela 4 Parâmetros técnicos relevantes módulo RN2903	95
Tabela 5 — Principais características do módulo A9G.....	96
Tabela 6 — Consumo de energia de acordo com o manual do módulo.....	97

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

RECN – Rede de Especialistas em Conservação da Natureza

IUCN – União Internacional de Conservação da Natureza

CENAP – Centro Nacional de Pesquisas e Conservação de Mamíferos Carnívoros

PAN – Plano de Ação Nacional

IBF – Instituto Brasileiro de Florestas

JCU – *Jaguar Unit Conservation*

ICMBIO – Instituto Chico Mendes

AMPARA

WWF

SISNAMA- Sistema Nacional do Meio Ambiente

CONAMA- Conselho Nacional do Meio Ambiente

MMA - Ministério do Meio Ambiente

IBAMA – Instituto Brasileiro do Meio Ambiente e dos Recursos Naturais Renováveis

GPS – *Global Positioning System*

VHF – *Very High Frequency*

CIFP – *CubeSat Inspection and Fit-Check Procedure*

LV – *Launch Vehicle*

ESA – *European Space Agency*

ITU – *International Telecommunication Union*

IARU – *International Amateur Radio Union*

RF – *Radio Frequency / Rádio Frequência*

UL – *Underwriters Laboratories*

RBF – *Remove Before Flight*

RTC – *Real Time Clock*

LEO – *Low Earth Orbit*

ADCS – *Attitude Determination and Control Subsystem*

C&DH – *Command and Data Handling*

TT&C – *Telemetry Tracking and Command*

EPS – *Energy Power Supply*

CVCM – *Collected Vehicle Condensable Mass*

TML – *Total Mass Loss*

DOD – *Depth of Discharge*

IoT – *Internet of Things*

ISM – *Industrial, Scientific and Medical*

EOL – *End of life*

LISTA DE SÍMBOLOS

A – Absorbância, UA (unidades de absorbância)

α – Coeficiente de difusividade térmica, m^2/s

C_p – Capacidade calorífica a pressão constante, $J/(kg \cdot K)$

mA – miliAmperes

s – Segundos

h – Horas

κ – Condutividade térmica, $W/m \cdot K$

ρ – Densidade, kg/m^3

ε – Emissividade

λ – comprimento de onda, m

c – velocidade da luz no vácuo, m/s

f_{op} – frequência de operação, Hz

P_L – Potência da carga, W

t_D – tempo de descarga, horas

C_{chg} – Capacidade de carga, $A \cdot h$

V_{avg} – tensão de descarga média da bateria, V

E_{bat} – capacidade total de energia da bateria

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	34
1.1	QUESTÕES AMBIENTAIS.....	34
1.2	JUSTIFICATIVA	37
1.3	OBJETIVOS	39
1.3.1	OBJETIVOS PRIMÁRIOS	39
1.3.2	OBJETIVOS SECUNDÁRIOS	39
1.4	PANORAMA ECONÔMICO	40
1.4.1	MERCADO.....	40
1.4.2	OPORTUNIDADES.....	41
1.5	SUSTENTABILIDADE E IMPACTO AMBIENTAL	41
2	REVISÃO DA LITERATURA	43
2.1	O QUE É UMA RÁDIO-COLEIRA?.....	43
2.2	TECNOLOGIA LORA	46
2.3	O QUE É UM CUBESAT?	48
2.3.1	COMO OS CUBESATS SÃO USADOS.....	50
2.3.2	O QUE TEM EM UM CUBESAT?.....	51
2.3.3	COMO É FEITO UM PROJETO DE CUBESAT?	51
2.3.3.1	Especificações Gerais.....	52
2.3.3.2	Especificações Mecânicas	53
2.3.3.3	Especificações Elétricas	56
2.3.3.4	Especificações Operacionais	58
2.3.3.5	Especificações de Teste	59
2.3.3.6	Subsistemas	61
2.3.3.6.1	Suprimento de Energia	62
2.3.3.6.2	Controle de Atitude	65
2.3.3.6.3	Telemetria, Comando e Rastreo	66
2.3.3.6.4	Computador de Bordo	68
2.3.3.6.5	Mecânica Estrutural.....	68
2.3.3.6.6	Controle Térmico	69
3	METODOLOGIA	70
3.1	PROJETO CONCEITUAL	70
3.1.1	RÁDIO-COLEIRA	71

3.1.2	SATÉLITE	72
3.1.3	AMBIENTES DA MISSÃO	72
3.1.3.1	Rádio-Coleira.....	72
3.1.3.2	Satélite	73
3.1.4	<i>REQUISITOS DE PROJETO E TRADEOFFS</i>	80
3.1.4.1	<i>Top-Level Requirements</i>	81
3.1.4.2	<i>Functional Requirements</i>	90
3.1.4.3	FBD (Function Block Diagram)	91
3.1.4.4	Análise dos Tradeoffs	92
3.1.4.4.1	<i>Tradeoffs</i> do Sistema de Energia	92
3.1.4.4.2	<i>Tradeoffs</i> do Sistema de comunicação.....	92
3.2	PROJETO PRELIMINAR	93
3.2.1	SEGMENTO SOLO	93
3.2.1.1	Detalhes Operacionais da Rádio-Coleira	93
3.2.1.1.1	Eletrônica	94
3.2.1.1.2	Rádio-Comunicação.....	98
3.2.1.1.3	Suprimento de Energia.....	103
3.2.1.1.4	Material Envoltório	106
3.2.2	DETALHES OPERACIONAIS GATEWAY	107
3.2.3	SEGMENTO SATÉLITE	107
3.2.3.1	Detalhes operacionais do Cubesat	107
3.2.3.1.1	Subsistemas.....	107
	ATITUDE E CONTROLE	108
	COMPUTADOR DE BORDO	117
	ELETRÔNICA	109
	SUPRIMENTO DE ENERGIA	117
	TELEMETRIA, RASTREIO E COMANDOS	117
	MECÂNICA ESTRUTURAL	136
	CONTROLE TÉMICO	140
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	149
4.1	RÁDIO-COLEIRA	149
4.2	CUBESAT	149
5	CONCLUSÕES	151

1 INTRODUÇÃO

Este documento tem como objetivo detalhar a elaboração de um projeto para a conclusão do curso de Engenharia Eletrônica, com o intuito de causar não somente um impacto positivo na sociedade, mas também de servir de utilidade para tais fins a seguir descritos.

O maior felino das Américas e o terceiro maior felino do mundo, a onça-pintada se encontra em constante risco de extinção em decorrência de inúmeros fatores, como o avanço desenfreado do desmatamento de seu habitat natural (muitas vezes consequência do agronegócio mal estruturado), a caça ilegal, entre outros. Originalmente encontrada em toda a América, desde os Estados Unidos até a Argentina, a já se onça-pintada encontra extinta já nos Estados Unidos e México, e no Brasil praticamente desaparecida em boa parte dos biomas presentes nas regiões Nordeste, Sudeste e Sul.

Conforme explica o biólogo e membro da Rede de Especialistas em Conservação da Natureza (RECN), Roberto Fusco (EcoDebate, 2020), “Existe uma extrapolação. Na Mata Atlântica, Cerrado e Caatinga, onde a população de onças é menor que 300 indivíduos. Já no Pantanal é inferior a mil, enquanto na Amazônia é menos do que 10 mil. De forma geral, as principais ameaças à espécie continuam sendo a perda e a fragmentação de habitat, ocasionado pela expansão agrícola, que tem resultado na quebra de conectividade e no isolamento entre as populações de onças. Outro fator é a morte de indivíduos pela caça ilegal e pela retaliação por parte de proprietários rurais, devido à predação sobre rebanhos ou animais domésticos. A caça também impacta na redução da abundância das presas da onça, como antas e queixadas. Por fim, as onças-pintadas estão começando a ser um substituto para o osso de tigre com propósitos de medicina tradicional devido à aproximação do comércio asiático na América Latina”.

1.1 QUESTÕES AMBIENTAIS

A onça-pintada, ou cientificamente denominada *Panthera onca*, está entre uma das prioridades da *Red List* da União Internacional de Conservação da Natureza (IUCN), sendo ameaçada em todos os biomas do Brasil, principalmente no Pantanal, Semiárido e Caatinga. Isso se deve principalmente pelo fato de boa parte dessas áreas terem sido desmatadas, tornando o ambiente em que a espécie se encontra com escassez de recursos.

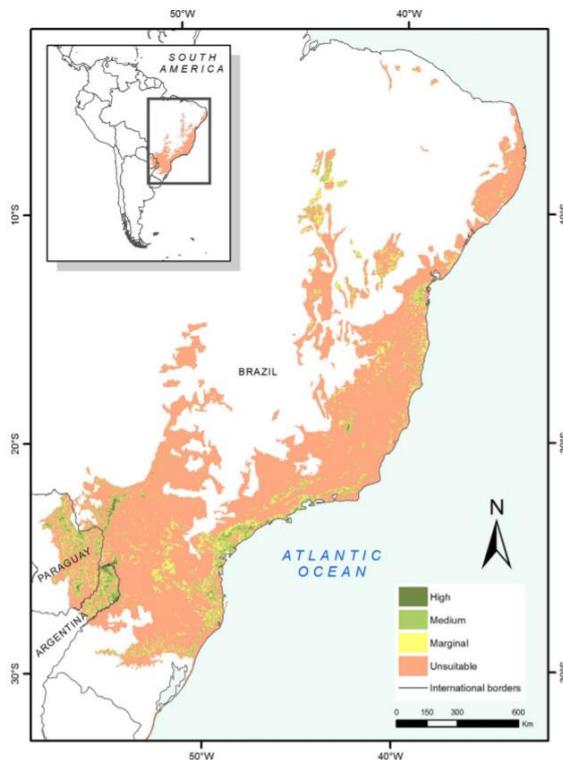
De acordo com pesquisadores, a onça é uma espécie territorialista e solitária, cuja área de manutenção pode ocupar facilmente 495 km². Além disso, trata-se de um predador no topo da cadeia alimentar, isto é nenhum animal se alimenta dele. A onça necessita de um meio ambiente saudável e com qualidade para poder se reproduzir, sendo então indicativa de um meio ambiente em equilíbrio. Segundo pesquisadores, a onça exerce um papel fundamental na manutenção do equilíbrio dos ecossistemas, na qual ocorre a regulação do tamanho populacional de suas presas, tais como capivaras, queixada e jacarés. O termo usado para descrevê-la é espécie guarda-chuva, pois suas exigências ambientais incorporam a de outras espécies também, inclusive os seres-humanos.

O avanço do desmatamento, incentivado principalmente pela expansão do agronegócio, faz com que o *habitat* natural do felino fique debilitado, tornando por exemplo o acesso à água mais difícil e modificando a fauna local. Não obstante, com quantidade de onças diminuindo cada vez mais e se aproximando da extinção, os efeitos são bem mais extensos do que se imagina. De acordo com Rogério Cunha, coordenador do CENAP, por se tratar de um animal no topo da cadeia alimentar, a falta de indivíduos faz com que a população de suas presas aumente desenfreadamente, causando assim um desequilíbrio ecológico imensurável. Um exemplo relatado por Cunha, ocorrido no Oeste do estado de São Paulo, foi o estudo do impacto ambiental causado pela construção de uma hidrelétrica. “As onças foram acompanhadas com coleiras de monitoramento. Com isso, vimos que as que foram para as áreas secas, após o alagamento, começaram a atacar o gado, porque as presas que elas comiam morreram afogadas no lago da hidrelétrica. Os fazendeiros passaram a matar as onças. A população de capivaras aumentou de forma assombrosa. Elas passaram a comer as plantações, aumentaram os casos de febre maculosa, que é transmitido pelo carrapato-estrela, que se hospeda na capivara. Foi um efeito cascata”.

Fica claro então que a preservação desta espécie é de suma importância para a saúde do meio ambiente e necessária não apenas para manter a cadeia alimentar em ordem, mas também como meio de prevenção de pragas, doenças, e preservação dos biomas como consequência. Sua vulnerabilidade e risco tem chamado a atenção de pesquisadores e cientistas que buscam de alguma forma cessar seu risco de extinção. Isso levou a criação do Plano de Ação Nacional para Conservação da Onça-Pintada (PAN-Onça-pintada), incentivada pelo CENAP.

Um artigo publicado na revista Nature, enfatiza a necessidade desta missão, expondo numericamente que a população da onça corre risco. Segundo o artigo, aproximadamente 85% do habitat da espécie foi perdida, e que apenas 7% permanece em boas condições, as quais em sua maioria fazem parte de programas de conservação ambiental. A população de onças-pintadas conta apenas com menos de 300 indivíduos espalhados pelas denominadas JCU's (Jaguar Conservation Units ou em português, Unidades de Conservação de Jaguares). Estima-se que 50% de sua distribuição geográfica original tenha sido perdida em decorrência (i) da conversão de seu hábitat natural, (ii) da caça ilegal e, principalmente, (iii) do abate de indivíduos em decorrência de conflitos gerados com pecuaristas, dado que indivíduos dessa espécie aprendem a predação rebanhos domésticos e são mortas em retaliação a prejuízos causados. A perda de hábitat e o conflito com seres humanos fizeram com que a onça-pintada viesse a ser considerada ameaçada de extinção ao longo de toda a sua área de distribuição. (Scientific Reports, 2016) A Figura 1 a seguir ilustra os locais onde há a possibilidade de habitação (em verde) e onde não há (em laranja), na América Latina.

Figura 1 — Áreas de possíveis habitats dos jaguares na América Latina



Fonte: Scientific Reports, 2016

No Brasil, a onça-pintada é listada pelo ICMBio (2018) como ameaçada de extinção na categoria de “Vulnerável”. Globalmente é classificada como “Quase Ameaçada” (IUCN, 2018). A conversão de seu habitat natural para atividades agropecuárias é a principal causa da redução de 50% de sua distribuição original (Sanderson et al. 2002), sendo que a espécie foi extinta em dois dos 21 países em que ocorria historicamente, (Uruguai e El Salvador). A onça-pintada é legalmente protegida na maioria dos países que compreendem a sua distribuição – somente na Bolívia a caça ainda é permitida; e a espécie não tem nenhuma proteção legal no Equador e Guiana, (Caso et al., 2008, Jaguar Species Survival Plan, 2012).

A Amazônia é, atualmente, o maior refúgio para a onça-pintada ao longo de toda a sua distribuição. Nos demais ambientes, a fragmentação de habitat e o consequente isolamento de suas populações são as maiores ameaças para a espécie. Nesses casos, a manutenção e restauração de conexões entre populações isoladas é a principal estratégia de conservação para a onça-pintada. A inclusão da espécie no Apêndice I da CITES (Convenção do Comércio em Espécies Ameaçadas) praticamente eliminou o comércio ilegal de pele de onça-pintada. No entanto, o abate de animais em retaliação a prejuízos que eles causam a pecuaristas continua sendo uma importante ameaça à conservação da espécie. Isso demonstra que, para conservar a onça-pintada não basta manter habitats e presas naturais, mas também minimizar conflitos entre esses predadores e os pecuaristas.

1.2 JUSTIFICATIVA

Tomando esta causa como inspiração, a intenção deste projeto é construir um sistema de monitoramento e de geolocalização ágil para a vida selvagem e em tempo real, visando auxiliar organizações a monitorarem os animais, reconhecer seus padrões de comportamento e rotas, além de traçar melhores estratégias junto à órgãos competentes que sejam capazes de evitar ao máximo possíveis caças ilegais, desmatamento de zonas ambientais reservadas, além de garantir a qualidade de vida da espécie, dando chance à sua continuidade e evitando assim sua extinção.

Em 2018, o governo brasileiro institucionalizou, por meio da Portaria MMA nº 8, de 16 de outubro de 2018, o Dia Nacional da Onça-Pintada e a destacou-a como Símbolo Brasileiro da Conservação da Biodiversidade. Durante conferência da ONU em 2019, ficou estabelecido que

a espécie ganharia um dia internacional, a partir da constatação de sua relevância como elemento indicador da saúde ambiental. (Jaguar.org)

Figura 2 — Imagem oficial do dia nacional da onça-pintada



Fonte: Instituto Onça Pintada

A agenda 2030 da ONU destaca, entre seus objetivos de desenvolvimento sustentável, a necessidade de se encontrar meios de conciliação entre a proteção ao meio ambiente e o apoio aos povos que coexistam pacificamente com as onças pintadas e demais animais silvestres.

Muitas instituições atualmente já realizam uma série de programas focados na preservação da espécie, e alguns deles que merecem destaque são: SOS Pantanal, AMPARA, WWF entre outros. Vale ressaltar uma iniciativa chamada Jaguar Parade, onde é feita conscientização da preservação da espécie através de movimentos artísticos. Várias esculturas de onças-pintadas são espalhadas ao longo de grandes cidades como São Paulo e Nova-Iorque, e ao fim da exposição as esculturas são leiloadas e o lucro arrecadado é doado à organizações de proteção.

Neste projeto especificamente, a instituição parceira chama-se Onçafari, localizada no estado do Mato Grosso do Sul. O contato com instituição foi feito com o intuito de conhecer melhor como o processo de monitoramento se dá atualmente, entender as dificuldades neste processo, além de estabelecer uma parceria entre a instituição e o Centro de Pesquisas do Instituto Mauá de Tecnologia. O desenvolvimento foi pensado de maneira a estabelecer uma parceria com organizações protetoras e incentivar a preservação da vida selvagem nas florestas brasileiras, de forma modular, escalar, robusta, tecnológica e segura. De acordo com a organização, suas missões englobam a conservação da biodiversidade, aumento do conhecimento científico sobre

as onças-pintadas, bem como sua reintrodução na natureza. “Trabalhamos pela preservação da biodiversidade em diversos biomas brasileiros, com ênfase em onças-pintadas e lobos-guarás”. (Onçafari)

1.3 OBJETIVOS

Este trabalho tem por finalidade desenvolver um sistema inteligente de monitoramento de felinos, onde busca-se otimizar o processo de geolocalização destes animais, utilizando uma tecnologia mais atual e eficiente do que a usada atualmente pelo Instituto Onçafari. Para tal sistema, a proposta é o desenvolvimento de um nanossatélite do tipo CubeSat na categoria de utilitário com base em outros projetos já anteriormente desenvolvidos no Instituto Mauá de Tecnologia focado principalmente na validação do funcionamento do sistema de telecomunicação, visto que este trabalho é voltado para a engenharia eletrônica. Além disso, foi desenvolvido o projeto de uma nova abordagem para o modelo de uma Rádio-Coleira, e o uso de um Gateway como estação-base, previamente projetado pela Divisão de Eletrônica e Telecomunicações do Centro de Pesquisas do IMT.

1.3.1 OBJETIVOS PRIMÁRIOS

De maneira mais detalhada, este projeto foi dividido em duas frentes de abordagem de forma a simplificar o desenvolvimento e organização como um todo, separadas em Rádio-Coleira e CubeSat. Para o CubeSat, visa-se realizar o estudo completo de todos os subsistemas que devem necessariamente fazer parte de um projeto de satélite, porém apenas aqueles que forem voltados para a rádio-comunicação, eletrônica e energia são de fato testados e validados. Os outros subsistemas voltados para mecânica e ciências térmicas são simulados em computador. Para a frente da Rádio-Coleira, há o desenvolvimento de uma nova abordagem para a mesma, otimizando sua vida útil, além de modificar forma como sua geolocalização é captada e utilizada, tornando-a energeticamente mais eficiente, modular e robusta ao passo que atenda às necessidades observadas pela Instituto Onçafari.

1.3.2 OBJETIVOS SECUNDÁRIOS

Para efeito de formalidades, este projeto de maneira geral é uma prova de conceito (PoC), cujo efeito deve ser antes de tudo mostrar novas possibilidades na área das telecomunicações,

utilizando o protocolo LoRaWAN, e englobando a possibilidade de sua integração na área aeroespacial brasileira, a qual torna-se cada vez mais aplicável à uma maior gama de possibilidades.

Além disso, conforme mencionado anteriormente, a contribuição que este projeto deve fornecer é a de facilitar e melhorar o processo atual de monitoramento e contribuir com organizações competentes a realizar este processo de forma mais eficiente e independente. De forma complementar, o incentivo à preservação da vida selvagem nas florestas brasileiras através do ecoturismo e o conhecimento sobre a biodiversidade é uma vertente que pode ser explorada.

1.4 PANORAMA ECONÔMICO

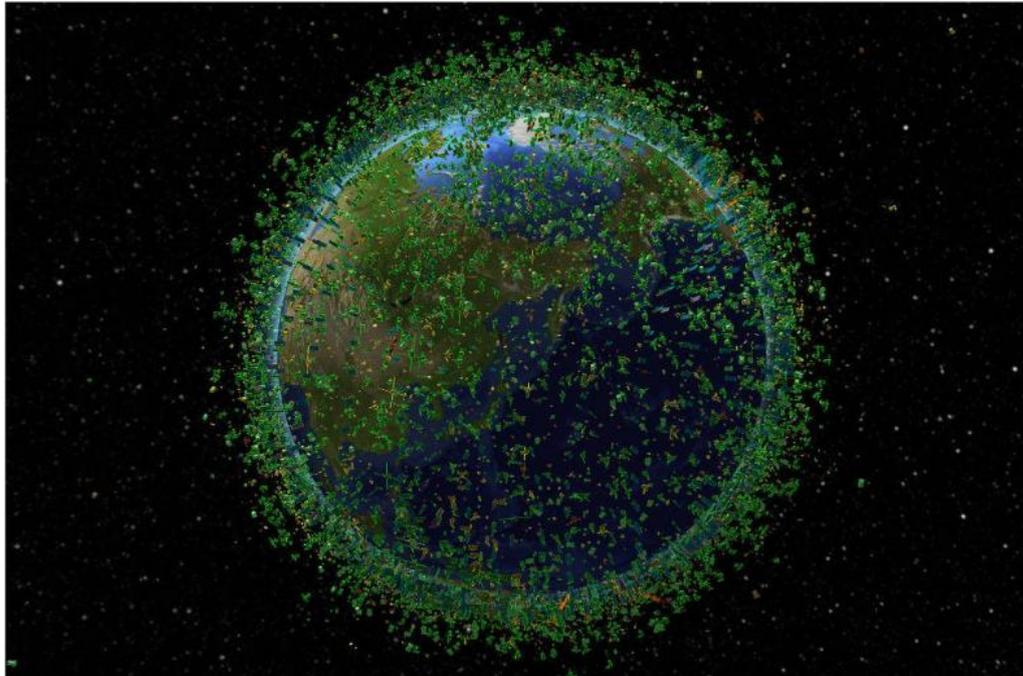
Nas seções a seguir é feita uma revisão de mercado, expondo a viabilidade econômica da exploração do uso de nanossatélites na indústria aeroespacial brasileira, para que a mesma possa deixar que apenas importar tecnologia e passe a ser protagonista e produtora no setor., além de buscar nova áreas e setores de aplicação de seu uso.

1.4.1 MERCADO

Em conformidade com o que foi mencionado anteriormente, existem muitas instituições no Brasil de preservação da fauna ambiental. Este projeto, portanto, apresenta um vasto mercado de operabilidade, tendo em vista que não somente a onça-pintada está sob ameaça, mas também outros animais. Ademais, este projeto apresenta módulos de funcionamento independentes, isto é, pode ser utilizado para monitoramento de outros animais e não somente animais, como também constituir outras abordagens, por exemplo no estudo meteorológico, indústria 4.0, agricultura sustentável, astronomia, entre outros.

Com relação ao mercado aeroespacial, especificamente o de satélites, em 2020 o tamanho estimado era entre US\$385 e US\$450, cuja projeção para 2040 é de alcançar US\$1 trilhão. Nos últimos 15 anos os nanossatélites vem ganhando espaço e o mercado vem crescendo significativamente, especialmente os da categoria CubeSat. O fato de serem pequenos do tamanho de caixas chama bastante a atenção, já que ao invés de pesarem toneladas, pesam poucos quilogramas, além de terem um custo de produção reduzido e serem de rápido desenvolvimento. (Folha, 2021)

Figura 3 —Rastreamento de objetos em órbita baixa com menos de 2000 km pela empresa LeoLabs



Fonte: Folha de SP, 2021

1.4.2 OPORTUNIDADES

Com o mercado abrindo várias portas para este setor, as oportunidades de exploração são inúmeras, inclusive com este projeto. As vertentes que podem ser exploradas podem beneficiar desde áreas como logística, monitorando de frotas por exemplo, até mesmo indústria militar aérea ou naval, exploração do espaço, indústria Agro entre muitas outras.

1.5 SUSTENTABILIDADE E IMPACTO AMBIENTAL

É indiscutível que a onça pintada é de extrema importância para manter o equilíbrio ambiental, como mencionado na seção 1.1. O OnçaSat pretende, a partir do desenvolvimento deste sistema de comunicação independente e inteligente, contribuir com a preservação ambiental como um todo. Sabendo da grandeza das consequências que a extinção da onça-pintada poderia acarretar para a saúde do meio ambiente, da fauna, flora e também dos seres humanos, este projeto tem como objetivo causar um impacto positivo desde o incentivo à preservação da biodiversidade brasileira até ecoturismo, e além disso mostrar à órgãos governamentais o potencial que este

projeto pode alcançar e despertar o interesse de investimentos em projetos voltados para a preservação ambiental à um custo mais acessível, aumentando ainda mais o raio de alcance de áreas protegidas.

Dentre os órgãos competentes que são capazes de intervir neste cenário estão, no topo SISNAMA sendo a estrutura de gestão ambiental no país, com o objetivo de melhorar e recuperar a qualidade ambiental, cumprindo os princípios previstos na constituição e de normas. Logo abaixo, encontra-se o CONAMA, agindo como um órgão consultivo e deliberativo. Ainda abaixo, existem MMA (Ministério do Meio Ambiente), sendo o órgão central com poder de adotar políticas e princípios para contribuir com a preservação e recuperação do meio ambiente. Já o IBAMA é um órgão executor com poder administrativo e financeiro que possui poder de intervenção e de aplicação de projetos e medidas preventivas ou paliativas.

2 REVISÃO DA LITERATURA

Para que se possa, antes de qualquer coisa, projetar um produto ou um sistema tecnológico é necessário primeiramente fazer uma pesquisa detalhada sobre o tema, entender como normalmente outros projetos semelhantes foram feitos e se possível e aplicável ver o que já existe no mercado no mesmo setor. Seguindo esta ideia, para o projeto OnçaSat, foram feitas pesquisas em tópicos, onde em cada um deles é construído um “modelo” a se seguir a fim de dar estrutura e personalidade ao projeto. As seções a seguir descrevem de maneira detalhada o *benchmark* de todos os dispositivos que compõem este projeto de forma organizada.

2.1 O QUE É UMA RÁDIO-COLEIRA?

Para entender melhor o que é uma Rádio-Coleira é necessário entender melhor como surgiu o monitoramento remoto de animais. Desde o século XX cientistas realizam análises nas qual monitoravam-se de forma sistemática os movimentos individuais de cada animal, para entender melhor suas atividades, comportamentos e obter de certa forma previsibilidade a partir do reconhecimento de padrões. O uso de transmissores de rádio foram começar a ser usados no final dos 50. Nos anos 70 introduziram o uso de satélites Argos e nos anos 90 iniciou-se o uso do GPS. (OEKO,2015)

Focando mais no uso da tecnologia via rádio, este é o método mais usado e mais barato, inclusive um dos métodos usados pelo Instituto Onçafari. É um método que já foi e ainda é muito usado no monitoramento de várias espécies de animais como pássaros, e mamíferos como lobos, leões, baleias e onças. Este processo envolve dois dispositivos, um transmissor e um receptor. O transmissor é o dispositivo que é conectado ao animal, o qual contém basicamente uma bateria e um módulo emissor de sinais de alta frequência (VHF), o qual é usado para a localização. Toda essa aparelhagem é envolta por uma “carcaça” de proteção, os chamados Rádio-Colares ou Rádio-Coleiras. Dependendo da fisiologia do animal, esta possui diferentes tamanhos e formas de serem “presas”. Podem ser colocadas em volta de tornozelos, carapaças, pescoços, barbatana dorsal, entre outros. Já o receptor é dispositivo que fica junto à equipe de busca, a qual fica a poucas distancias do animal na tentativa de detectá-lo. O receptor recebe o sinal de VHF enviado pela coleira. Para que isto seja possível, são usadas antenas direcionais específicas para a frequência de emissão do transmissor. Estuda-se ainda a possibilidade de introdução destes dispositivos de forma subcutânea, a fim de que esses colares grandes não

incomodem o animal. Apesar disso, a tecnologia ainda é estudada e precisa passar por uma série de testes, como compatibilidade, possibilidade de rejeição do animal entre outros. A vantagem deste modo é a durabilidade, que pode ser de até 4 anos. Porém uma desvantagem é a necessidade de a equipe ter de ficar próxima ao animal e, portanto, há um trabalho de deslocamento por parte da equipe toda vez que um animal for ser monitorado.

Existe também o monitoramento feito via satélite, cuja diferença é ao invés de a Rádio-Coleira enviar um sinal para o receptor, esta enviará o sinal para um satélite. Neste caso, enviados ao sistema Argos baseado em satélites, que desde 1978 opera para missões desse tipo, coletando os dados ambientais em todo mundo e retransmitindo-os aos respectivos pesquisadores, que podem acompanhar através de um computador.

Há ainda a possibilidade de realizar o monitoramento via GPS, onde a coleira passa a receber sinais de rádio. O dispositivo deve armazenar os dados de geolocalização (enviados por outros satélites) em intervalos de tempo de interesse de cada pesquisador. Os dados podem ser recuperados de forma física, por exemplo retirando um cartão SD, ou como citado anteriormente transmitindo via VHF. As vantagens de se utilizar a tecnologia GPS são principalmente a abrangência e cobertura global, sem limitação de condição climática e na frequência de atualização desejada, além de possuir um raio de precisão de 5 m. As desvantagens, porém, estão relacionadas ao custo, sendo este o método mais caro e a vida útil que é de apenas 1 ano. (OECO,2015). Para fins ilustrativos, a Figura a seguir mostra dois exemplos de um Rádio-Colar usados em alces, a de cima GPS e a de baixo VHF.

Figura 4 — Exemplos de Rádio-Colares usados em alces



Fonte: OEEO

No âmbito comercial, algumas empresas possuem coleiras aplicáveis à missão de satélite, sendo utilizadas para a mesma finalidade de monitoramento a distância de animais, como a Lotek, fundada em 1984 é uma empresa líder mundial no design e manufatura de sistemas de monitoramento de vida selvagem, presente em mais de 100 países. Eles fazem o monitoramento via rádio VHF e também com satélites usando as tecnologias GPS, IRIDIUM, Argos e GlobalStar. Possuem três modelos para animais terrestres (e também possuem para aquáticos), equipados com acelerômetros, antenas internas ou externas, e sensores para avaliar a atividade, temperatura, rotina e tempo de órbita dos animais observados. Alguns modelos são desenvolvidos com um design para proteção do espécime contra armadilhas.

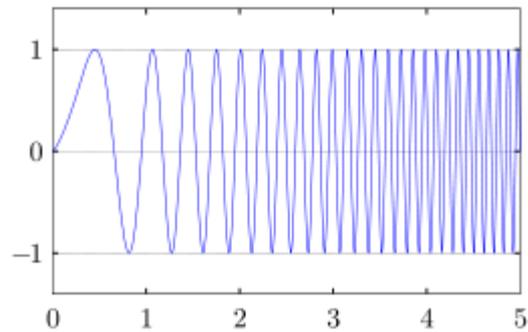
Outra empresa com presença no mercado, é ATS (*Advanced Tracking Systems*), com coleiras para telemetria adaptadas para satélites, rádios ou celulares, como também oferece os sistemas de rastreamento em conjunto com o produto.

Ambas empresas apresentam modelos cuja vida útil varia entre 1 a 5 anos, com materiais moderadamente elásticos como BioThane, Neoprene e couro.

2.2 TECNOLOGIA LORA

O LoRa, cuja sigla significa *Long Range* é uma tecnologia de transmissão via rádio de ampla abrangência e de baixo consumo, precisando, portanto, de baixíssima potência de transmissão cuja aplicação está voltada para o universo da *internet* das coisas. Desenvolvido por Cycleo de Grenoble, França e adquirido pela Semtech, membro fundador da LoRa Alliance. Conjuntamente agindo, o LoRaWAN é um protocolo de comunicação para esta tecnologia, a qual age na camada de acesso médio (MAC) em nuvem, mas atuando mais ativamente na camada de rede para gerenciar a comunicação entre *gateways* e *end nodes*, como um protocolo de roteamento. Estes *end nodes* podem ser definidos como dispositivos que podem conter sensores por exemplo, sendo os transmissores LoRa. O *gateway* é o dispositivo que recebe o sinal dos *end nodes*, o qual faz uma “varredura” destes transmissores, captando os dados de mais de 30 mil possíveis dispositivos cadastrados.

O RN2903 é um módulo de comunicação via rádio da fabricante Microchip baseado na tecnologia LoRa, sendo estas placas microcontroladas que fazem uso do protocolo de comunicação 7 cujo princípio visa o longo alcance de comunicação e um baixo consumo de energia (LoRaWAN), comumente utilizado para projetos do universo IoT. São baseados na técnica CSS (*Chirp Spread Spectrum*), ou seja, uma demodulação espectral. De maneira resumida e simplificada, a CSS é uma técnica que faz uso de modulações em frequência de banda larga com *chirp*. O *chirp* nada mais é do que um sinal senoidal que varia a frequência ao longo do tempo de acordo com uma expressão polinomial. Diferentemente de outros tipos de demodulação por espalhamento espectral, o espalhamento espectral com *chirp* utiliza toda a largura de banda para fazer o *broadcast* do sinal. A Figura 5 a seguir ilustra uma demodulação baseada neste método.

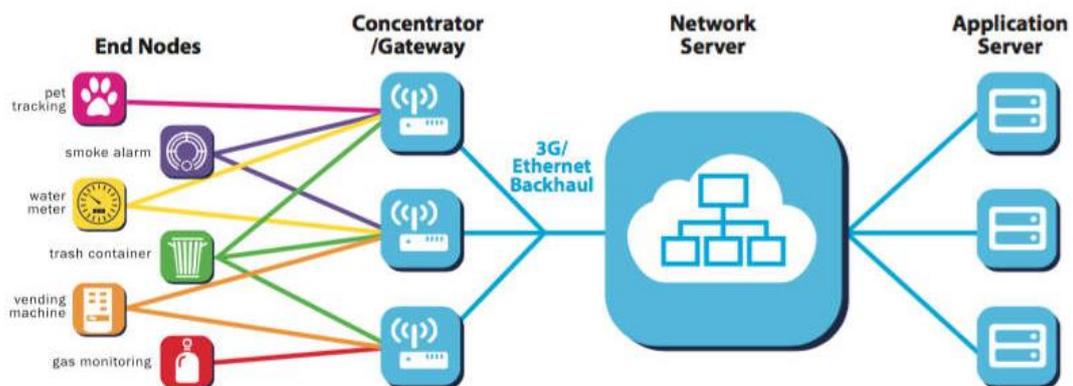
Figura 5 — *Chirp Spread Spectrum*

Fonte: Wikipedia

O LoRa usa bandas de radiofrequência sub-gigahertz sem licença, como 433MHz, 868MHz (Européia), 915MHz (Austrália e Américas) e 923MHz (Ásia), permitindo transmissões a longo alcance podendo chegar a mais de 10 km em zona rural e mais de 5 km em zona urbana. Sua grande vantagem para esta é a aliança entre o alto poder de transmissão em longas distâncias e o baixo consumo de energia. A faixa de frequência brasileira é o AU915-928, sendo essa a faixa em MHz que o LoRa opera. O uso desta tecnologia permite uma conectividade com dispositivos IoT em qualquer lugar do globo.

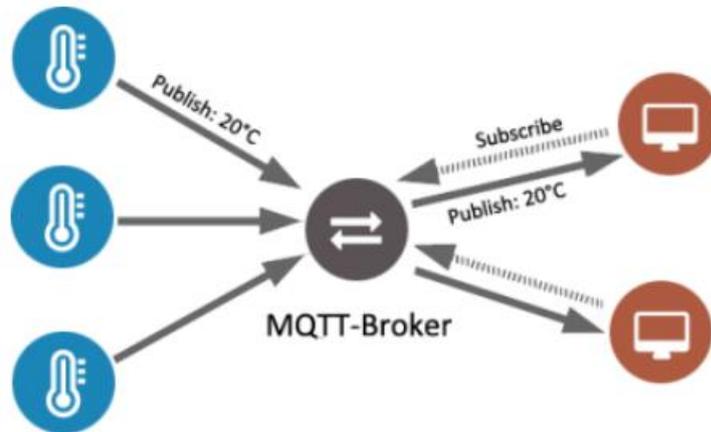
De maneira geral, seu funcionamento na prática se dá da seguinte maneira: os dispositivos cadastrados na rede, isto é, os *end nodes* transmitem o sinal ao *gateway* em que está cadastrado, o qual por sua vez envia os dados à um servidor (*Network Server*).

Figura 6 Exemplo de funcionamento rede LoRa



Fonte: Robocore

Figura 7 Intermédio de informações



Fonte: Smartcampus Mauá

Em 16 de abril de 2020, Thomas Telkamp, CTO e co-fundador da Lacuna Space, quebrou o recorde mundial de distância de comunicação utilizando um pacote LoRaWan, alcançando 832 km utilizando apenas 25 mW (14 dBm) de potência de transmissão, que é equivalente a 40 vezes menos que um celular utiliza. O recorde foi realizado através do lançamento de um balão de alta altitude, preenchido com hélio, sendo lançado de Utrecht, centro dos Países Baixos, viajando por 200 km, durante 4h e 25min. O feito demonstra o potencial do módulo de comunicação LoRa, como também incentiva novos investimentos e utilização da tecnologia para alcançar altitudes ainda maiores, aplicando-a, por exemplo, para o uso de CubeSats. (“LoRa World Record Broken: 832km/517mi using 25mW”, [s.d.]

2.3 O QUE É UM CUBESAT?

CubeSats são nanossatélites, ou seja, satélites “miniaturizados” em formato de um cubo com arestas de 10 cm e de massa preferencialmente inferior a 1,33 kg, caracterizando uma unidade de Cubesat ou 1U. (THE CUBESAT PROGRAM, 2013)

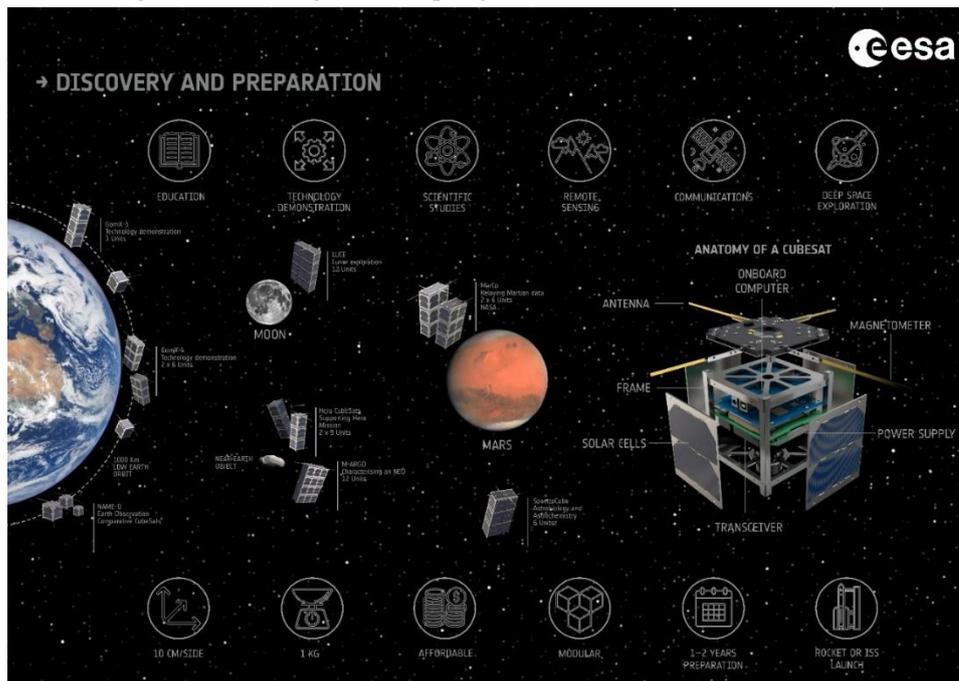
Os CubeSats (*cube satellites*) foram introduzidos no mundo da ciência em 1999 pelo Professor Jordi Puig-Suari da Universidade Politécnica do Estado da Califórnia (CalPoly) e pelo Professor Bob Twiggs da Universidade de Stanford como metodologia e material de estudo e desenvolvimento dos alunos, além de fomentar o interesse na área de pesquisa espacial à um custo acessível. A intenção do projeto CubeSat era principalmente aumentar a acessibilidade

ao espaço, conseguir lançamentos mais frequentes, num período de tempo menor à um custo reduzido (CalPoly, 2014). O uso desses nanossatélites como objeto de estudo se popularizou e deu margem para não somente as universidades o utilizarem como também agências nacionais de renome como NASA e ESA a fazerem uso dos mesmos para estudo e pesquisa científica à um baixo custo. Outra vertente que desencadeia cada vez mais o desenvolvimento de novas missões utilizando CubeSats, é fato de atender às necessidades de uma missão, reduzindo o seu custo de construção, operabilidade, lançamento, vida útil e manutenção. O primeiro lançamento de um CubeSat ocorreu em 2003, e até os dias de hoje mais de 510 foram lançados por mais de 50 países.

A fixação típica do corpo de um CubeSat promove um sistema altamente modular e integrado onde cada subsistema é disponível como componentes “*Commercial off the shelf*” podendo vir de vários fornecedores, e podendo até mesmo escolher quais componentes vão de acordo com a necessidades da missão. Essas dimensões padrão permitem que os mesmos possam ser empilhados dentro de um container num foguete lançador, aumentando assim a frequência de lançamentos e reduzindo custos. (ESA)

A imagem a seguir ilustra didaticamente uma série de informações sobre CubeSats, como algumas vantagens de uso, e sua composição básica.

Figura 8 — Ilustração da composição e usos dos CubeSats



Fonte: ESA

2.3.1 COMO OS CUBESATS SÃO USADOS

Pode-se afirmar que, em razão da elevada repercussão sobre os nanossatélites, estes vêm cada vez mais tomando espaço tanto nas grandes universidades de renome, como também em muitas agências espaciais ao redor do mundo. Os CubeSats podem atender à uma infinidade de missões dependendo do interesse vinculado a ele. As missões podem ser separadas por tipos de acordo com a localização do objeto em estudo, sendo elas: *Earth Observation* ou *Space Observation*. O uso mais comum que os CubeSats pode apresentar atualmente, de acordo com a Agência Espacial Canaden se, estão entre os seguintes tipos de missão:

- Demonstração Tecnológica, podendo servir como material de validação para instrumentos a serem integrados a missões mais complexas;
- Ciência, podendo servir de material de fomento à ciência aeroespacial, conduzindo experimentos e até realizar medições do espaço
- Projetos Educacionais podem promover uma experiência *hands-on* única à estudantes, desenvolvendo várias etapas da missão desde o design até o seu lançamento
- Comercial podem ser usados como meio de fornecer serviços de telecomunicação, captura de imagens da Terra para meteorologia, por exemplo.

2.3.2 O QUE TEM EM UM CUBESAT?

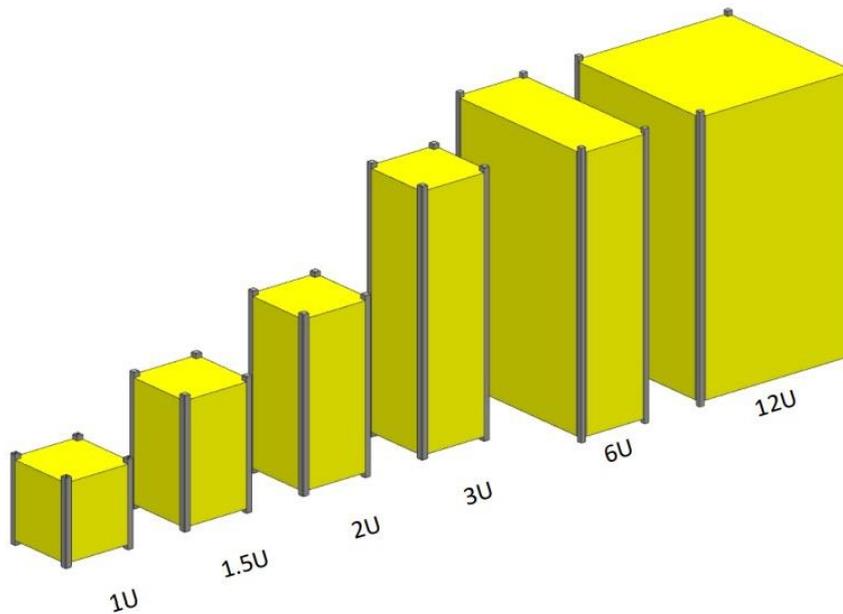
Já ficou claro que os CubeSats podem ter diferentes missões e aplicações e é isto que irá determinar os componentes que farão parte do *payload*, isto é sua carga útil, ou seja, aquilo que irá caracterizar cada missão. Não obstante, cada CubeSat têm sempre três componentes básicos que irão sempre estar presente, independente da missão, mas podendo variar de acordo com cada requisito incorporados a mesma. Estes são: Computador de bordo, Suprimento de Energia e Sistema de Comunicação. Computador de bordo é essencial para executar instruções de forma a garantir o bom funcionamento do satélite como um todo. Suprimento de energia, como o próprio nome indica deve fornecer energia ao satélite da melhor forma possível. O Sistema de Comunicação irá depender do objetivo da missão, mas comumente projeta o tráfego de informações da terra para o espaço ou vice-versa.

2.3.3 COMO É FEITO UM PROJETO DE CUBESAT?

Para realizar o desenvolvimento de um satélite, segundo Petrônio Noronha de Souza (INPE), o projeto de um satélite é comumente executado em três segmentos: Segmento espacial, Segmento lançador e o Segmento solo. O segmento lançador é o veículo que irá colocar o satélite em órbita, sendo estes os foguetes. Já o segmento solo é aquele no qual o satélite irá estudar, o objeto na Terra em estudo. Dentro do segmento espacial, a análise é dividida em subsistemas descritos nas subseções seguintes, focando no desenvolvimento do satélite em si.

A rigor os CubeSats possuem especificações de design desenvolvidas como sendo um padrão a ser seguido a todos aqueles que o forem projetar e lançar efetivamente. A Imagem a seguir, tirada do próprio documento da CalPoly, ilustram o design original de unidades de CubeSats.

Figura 9— Comparação das dimensões padrão para CubeSats



Fonte: CubeSat Design Specification

De acordo com o documento de especificações desenvolvido pela Universidade Politécnica da Califórnia, para realizar um projeto de um CubeSat deve-se atender à uma série de normas e requisitos, categorizados desde formas mais gerais, até mais específicas. A seguir, serão listadas algumas dessas especificações julgadas importantes para o desenvolvimento deste documento, tiradas do documento de domínio público CubeSat Design Specification.

2.3.3.1 Especificações Gerais

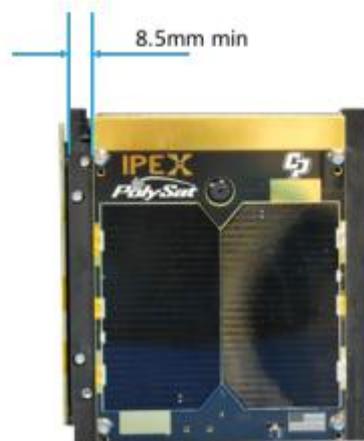
- Todas as partes devem permanecer fixadas ao CubeSat durante o lançamento, ejeção e operação;
- A pirotecnia deve estar em conformidade com AFSPCMAN 91-710, Volume 3;
- Quaisquer sistemas de propulsão devem ser projetados, integrados e testados de acordo com AFSPCMAN 91-710 Volume 3;
- Os sistemas de propulsão devem ter pelo menos 3 inibições para ativação;
- Nota: Recomenda-se considerar os requisitos da Federal Aviation Administration (FAA) para Baterias Transportadas por Passageiros de Linha Aérea. Por exemplo, a capacidade máxima permitida para baterias de íon de lítio de tamanho consumidor na bagagem de mão é de 100 Wh por bateria;
- Os materiais perigosos do CubeSat devem estar em conformidade com AFSPCMAN 91-710, Volume 3;

- Os materiais do CubeSat devem satisfazer os critérios de baixa emissão de gases, conforme definido a seguir para evitar a contaminação de outras naves espaciais durante a integração, teste e lançamento.
 - Os materiais CubeSats devem ter uma Perda de Massa Total (TML) menor ou igual a 1,0%
 - Os materiais CubeSat devem ter um Material Volátil Condensável Coletado (CVCM) de menor ou igual a 0,1%
- O campo magnético de quaisquer ímãs passivos deve ser limitado a 0,5 Gauss acima do nível do campo magnético da Terra, fora do envelope estático do CubeSat;
- O CubeSat deve ser projetado para acomodar ventilação de subida por volume/área ventilável de menos de 50,8 metros (2000 polegadas).

2.3.3.2 Especificações Mecânicas

- O CubeSat deve usar o sistema de coordenadas conforme definido no Apêndice B. A origem do sistema de coordenadas CubeSat está localizado no centro geométrico do CubeSat.
- A configuração do CubeSat e as dimensões físicas devem estar em conformidade com a seção do Apêndice B.
- Nota: A dimensão do comprimento do afastamento [“(0,5-7,0) 0,1 MIN +/- Z FACES”], especificada nos desenhos no Apêndice B, existe para evitar interferência com potenciais vizinhos CubeSats e interfaces de dispensador.
- Nota: Volume extra pode estar disponível para CubeSats 3U, 6U e 12U. Este volume extra é mostrado na Figura 3, às vezes chamado de volume “Tuna Can”. A disponibilidade e as dimensões do volume são dependentes do dispensador.
- A face -Z do CubeSat será inserida primeiro no dispensador.
- Nenhum componente nos lados sombreados em amarelo (ver desenhos do Apêndice B CDS) deve sobressair mais do que 6,5 mm normal à superfície do plano do trilho.
- Os implementáveis devem ser limitados pelo CubeSat, não pelo distribuidor. Este requisito se origina dos requisitos da maioria dos provedores de lançamento.
- Os trilhos devem ter uma largura mínima de 8,5 mm medida da borda do trilho até a primeira saliência em cada face, como o exemplo a seguir.

Figura 10 —Especificação da largura dos trilhos



Fonte: CubeSat Design Specification

- Os trilhos devem ter uma rugosidade superficial menor que 1,6 μm .
 - Observação: Isso normalmente é atendido se o material do trilho for anodizado adequadamente. Caso contrário, se a superfície parecer áspera, mais testes podem ser necessários.
- As bordas dos trilhos devem ser arredondadas em um raio de pelo menos 1 mm.
 - Observação: Isso normalmente é atendido usando desenhos de engenharia e certificação do fabricante.
- As extremidades dos trilhos na face +/- Z devem ter uma área de superfície mínima de 6,5 mm x 6,5 mm área de contato com trilhos CubeSat vizinhos (conforme desenho no Apêndice B).
 - Nota: Se o CubeSat não estiver compartilhando o dispensador com outra espaçonave, o Launch O Provedor pode optar por dispensar este requisito de área de superfície.
- Pelo menos 75% do trilho deve estar em contato com os trilhos do dispensador. 25% dos trilhos podem ser rebaixados.
- A Tabela 1 mostra a massa máxima típica para cada configuração U.

Figura 11 — Massa característica para cada dimensão de CubeSat

U Configuration	Mass [kg]
1U	2.00
1.5U	3.00
2U	4.00
3U	6.00
6U	12.00
12U	24.00

Fonte: CubeSat Design Specification

- Nota: Massas maiores que a apresentada na Tabela 1 podem ser avaliadas missão a missão. Verifique as restrições com seu fornecedor de dispensador ou fornecedor de lançamento.
- Nota: As massas aceitáveis podem variar dependendo das capacidades do dispensador. Verificar capacidades com o seu fornecedor de dispensadores.
- O centro de gravidade do CubeSat deve estar dentro das faixas especificadas na Tabela

Tabela 1 Localização do Centro de Gravidade para cada dimensão

	X Axis	Y Axis	Z Axis
1U	+ 2 cm / -2 cm	+ 2 cm / -2 cm	+ 2 cm / -2 cm
1.5U	+ 2 cm / -2 cm	+ 2 cm / -2 cm	+ 3 cm / -3 cm
2U	+ 2 cm / -2 cm	+ 2 cm / -2 cm	+ 4.5 cm / -4.5 cm
3U	+ 2 cm / -2 cm	+ 2 cm / -2 cm	+ 7 cm / -7 cm
6U	+ 4.5 cm / -4.5 cm	+ 2 cm / -2 cm	+ 7 cm / -7 cm
12U	+ 4.5 cm / -4.5 cm	+ 4.5 cm / -4.5 cm	+ 7 cm / -7 cm

Fonte: CubeSat Design Specification

- A estrutura do CubeSat deve ser feita de liga de alumínio.
 - Nota: Normalmente, Alumínio 7075, 6061, 6082, 5005 e/ou 5052 são usados tanto para estrutura principal do CubeSat e os trilhos. Se forem utilizados outros materiais que não o alumínio, o desenvolvedor do CubeSat deve entrar em contato com o provedor de lançamento ou o fabricante do dispensador.

- Quaisquer superfícies externas de alumínio CubeSat, como trilhos e espaçadores que estão em contato com os trilhos do dispensador, devem ser anodizados para evitar qualquer soldagem a frio dentro do distribuidor.
- Se um CubeSat compartilhar um dispensador com outro CubeSat(s), cada CubeSat deverá empregar um mecanismo para incentivar a separação de CubeSats vizinhos dentro do dispensador.
 - Nota: Qualquer mecanismo que forneça separação é aceitável. A comum suposição com molas de separação é que “mais forte é melhor”. Isso nem sempre é o caso. Molas de separação mais fortes podem dominar a implantação do dispensador do CubeSat, a força da mola durante a ejeção produz características de separação imprevisíveis, possivelmente contato com CubeSats vizinhos. Por outro lado, molas de menor força podem não ter energia suficiente para separar o CubeSats. A diretriz geral é selecionar uma mola de separação com uma força máxima inferior a 6,7 N (1,5 lbf), mas com um comprimento de curso superior a 2,5 mm (0,1 polegadas)
- O mecanismo de separação não deve se estender além do nível do afastamento em uma configuração estocada.
- Nota: O posicionamento mais comum do mecanismo de separação CubeSat é centralizado na extremidade dos dois espaçadores na face $-Z$ do CubeSat conforme a Figura 5.
- Nota: Um mecanismo de separação não é necessário para CubeSats que não compartilham um dispensador com outro CubeSat(s).

2.3.3.3 Especificações Elétricas

Os sistemas eletrônicos serão projetados com os seguintes recursos de segurança. Estas especificações são aplicáveis a todos os dispensadores.

- Para evitar que o CubeSat ative qualquer função energizada, o sistema de energia CubeSat deve estar em um estado de desligamento desde o momento da entrega ao veículo de lançamento até a entrada na órbita
 - Nota: A função alimentada por CubeSat inclui uma variedade de subsistemas como C&DH, RF Comunicação, ADC, atuação de mecanismo implantável.

Sistemas de energia CubeSat incluem todos os conjuntos de baterias e células solares.

- Circuitos de proteção de bateria ligados podem ser permitidos de acordo com a especificação a seguir:
 - CubeSats devem incorporar proteção de circuito de bateria para carga/descarga para evitar condições celulares desequilibradas. Documentação e/ou testes adicionais do fabricante serão necessário para células modificadas, personalizadas ou não listadas na UL.
- O CubeSat deve ter, no mínimo, um interruptor de implantação, que é acionado enquanto integrado no dispensador.
 - No estado acionado, o interruptor de implantação CubeSat deve desconectar eletricamente o sistema de energia das funções energizadas.
 - A chave de acionamento deve estar sempre no estado acionado enquanto integrada no distribuidor.
 - No estado acionado, o switch de implantação do CubeSat deve estar no nível ou abaixo da qualquer superfície externa que faça interface com o dispensador ou CubeSat vizinho. Este garante que o interruptor não danifique ou interfira na superfície de contato.
 - Se a chave de implantação do CubeSat alternar do estado acionado e voltar, o satélite deve redefinir para um estado de pré-lançamento, incluindo redefinição de transmissão e temporizadores implantáveis.
- RTCs podem ser permitidos se satisfizerem os requisitos a seguir:
 - Circuitos de RTC devem ser isolados do sistema de energia principal do CubeSat
 - As frequências RTC devem ser inferiores a 32 kHz
 - As correntes do circuito RTC devem ser limitadas a menos do que 10 mA
- O pino RBF e todos os conectores umbilicais CubeSat devem estar dentro do acesso designado locais das portas, se disponíveis no dispensador do CubeSat. Entre em contato com o fabricante para locais e procedimentos específicos da porta de carregamento e diagnóstico.
 - Nota: Alguns dispensadores não possuem portas de acesso, portanto o RBF deve ser removido antes da inserção no dispensador. É aconselhável que o desenvolvedor do CubeSat leve esta possibilidade em consideração ao projetar a sequência de inicialização e inicialização.

- O CubeSat deve incluir um pino RBF, que corta toda a energia do satélite uma vez que é inserido no satélite.
 - O acesso ao CubeSat não é garantido durante ou após a integração. O pino RBF deve ser removido do CubeSat antes da integração no dispensador, se o dispensador não tem portas de acesso.
 - O pino RBF deve sobressair não mais que 6,5 mm da superfície do trilho CubeSat quando está totalmente inserido no satélite.
- CubeSats deve incorporar proteção de circuito de bateria para carga/descarga para evitar condições celulares desequilibradas. Documentação e/ou testes adicionais do fabricante serão necessário para células modificadas, personalizadas ou não listadas na UL.
- O CubeSat deve ter pelo menos três inibições de RF independentes para proibir RF inadvertida transmissão.
 - Nota: Uma inibição é um dispositivo físico entre uma fonte de energia e um perigo.
 - Nota: Um temporizador não é considerado uma inibição independente.
 - Nota: Alguns fornecedores de veículos lançadores exigirão apenas uma ou duas inibições independentes dependendo da saída de potência de RF do CubeSat. No entanto, o uso de três inibe é altamente recomendado e pode reduzir a documentação e as análises necessárias.
- O CubeSat deve ter pelo menos três inibições independentes para proibir a inadvertida liberação de quaisquer estruturas implantáveis, como antenas ou painéis solares.

2.3.3.4 Especificações Operacionais

CubeSats atenderão a certos requisitos relativos à integração e operação para atender obrigações e garantir a segurança de outros CubeSats.

- Os operadores devem obter e fornecer documentação de licenças adequadas para uso de rádio-frequências.
 - Nota: Para uso amador de frequência, isso requer comprovação de coordenação de frequência pelo IARU.
- CubeSats deve cumprir os acordos e restrições de licença de rádio de seu país.

- Nota: O operador CubeSat deve consultar a União Internacional de Telecomunicações (ITU) para determinar quais licenças e aprovações são necessárias para seu país.
- O projeto e o hardware da missão CubeSat devem estar de acordo com a NPR 8715.6 para limitar lixo espacial.
 - Qualquer componente CubeSat deve reentrar com energia inferior a 15 Joules.
 - Os desenvolvedores devem estar prontos para fornecer dados de mitigação de detritos orbitais se solicitados por a agência de licenciamento ou o provedor de lançamento.
- Todos os implementáveis, como barras, antenas e painéis solares, devem esperar para serem acionados no mínimo 30 minutos após a(s) chave(s) de acionamento do CubeSat serem ativados durante a ejeção do dispensador.
- CubeSats não deve gerar ou transmitir um sinal antes de 45 minutos após a implantação em órbita.
 - O CubeSat pode ser ligado imediatamente após a implantação do dispensador.
- Nota: Entidades privadas (fora do governo dos EUA) sob a jurisdição ou controle dos Estados Unidos que se propõem a operar um sistema espacial de sensoriamento remoto (satélite), como um gerador de imagens visuais, podem precisar ter uma licença de sensoriamento remoto conforme exigido pelos EUA.
- O desenvolvedor do dispensador realizará no mínimo uma verificação de ajuste na qual a unidade de voo CubeSat será inspecionada e integrada ao dispensador ou dispensador de engenharia para verificar o ajuste. Uma verificação final de ajuste será realizada imediatamente antes da integração da unidade de voo CubeSat ao dispensador.
 - Nota: Recomenda-se verificar os limites de dimensão utilizando a documentação específica do dispensador pretendido. Em vez de um documento fornecido pelo fornecedor do dispensador, pode ser usado o CIFP localizado em cubesat.org.

2.3.3.5 Especificações de Teste

Todos os níveis e requisitos de teste são específicos da missão e variam a cada lançamento. Os exemplos fornecidos neste documento, são normalmente os mais rigorosos para abranger os requisitos da maioria das possíveis oportunidades de lançamento até à data. Os testes serão realizados para atender aos requisitos do provedor de lançamento, bem como quaisquer requisitos de teste considerados necessários para garantir a segurança do CubeSats, dispensador

e a carga útil do veículo de lançamento primário. Se o ambiente do veículo lançador for desconhecido, o General Padrão de Verificação Ambiental (GEVS, GSFC-STD-7000A) e SMC-S-016 podem ser usados para definir ambientes e requisitos de teste. Observe que os níveis de teste definidos em GSFC-STD7000A e SMC-S-016 não são garantidos para abranger ou satisfazer todos os ambientes de teste do LV. Os requisitos e níveis de teste que não são gerados pelo provedor de lançamento são considerados não oficial. Os requisitos de teste do provedor de lançamento substituirão os ambientes de teste de qualquer outra fonte. Normalmente, todos os CubeSats serão submetidos aos seguintes testes:

1. Vibração Aleatória

- a. Teste aleatórios de vibração devem ser realizados nos níveis e duração definidos pelo provedor de lançamento.

2. *Bakeout* a vácuo térmico

- a. Deve ser realizado para garantir a desgaseificação adequada dos componentes
- b. A especificação do teste será definida pelo provedor de lançamento

3. Teste de choque

- a. O teste de choque deve ser realizado conforme definido pelo provedor de lançamento

4. Inspeção visual

- a. A inspeção visual do CubeSat e a medição de áreas críticas serão realizadas pelo CIFP ou conforme definido pelo provedor de lançamento.

5. Filosofia de teste de CubeSat: Esta seção descreve uma abordagem conservadora de fluxo de teste para CubeSats atender o teste ambiental requisitos para o lançamento. O CubeSat deve ser submetido a qualquer qualificação ou *Protoflight* teste conforme definido no diagrama de fluxo de teste CubeSat. Os níveis de teste e as durações serão fornecidas pelo Provedor de Lançamento.

- a. Qualificação: O teste de qualificação é realizado em uma unidade de engenharia idêntica ao modelo de voo CubeSat. Os níveis de qualificação serão determinados pelo Provedor de Lançamento. Ambos SMC-S-016 e GSFC-STD-7000A são usados como guias na determinação dos níveis e durações dos testes. O modelo de voo será então testado para níveis de aceitação por conta própria. O Provedor de Lançamento também pode exigir um teste de vibração aleatória de aceitação/manufatura no CubeSat e dispensador de voo após integração.

- b. *Protoflight*: O teste de voo é realizado no modelo de voo CubeSat. Os níveis de *Protoflight* serão determinados pelo provedor de lançamento. Tanto o SMC-S-016 quanto o GSFC-STD-7000A são usados como guias em determinar os níveis e durações dos testes. O modelo de voo será testado para níveis de protovoo em seu ter. O Provedor de Lançamento também pode exigir um teste de vibração aleatória de aceitação/manufatura final no CubeSat e dispensador de voo após a integração. O voo CubeSat não deve ser desmontado ou modificado após o teste de *Protoflight*. A desmontagem do hardware após o teste de *Protoflight* exigirá o desenvolvedor a aderir ao processo de isenção antes da desmontagem.
 - i. Nota: Alguns provedores de lançamento consideram quaisquer alterações físicas ou mecânicas na configuração da nave espacial para invalidar quaisquer testes de vibração anteriores. Por exemplo, acionar mecanismos de implantação para um teste de implantação constituiria uma mudança para configuração da espaçonave.
- c. Aceitação: Após a entrega e integração do CubeSat no dispensador, testes adicionais podem ser executados no sistema integrado. Este teste garante a integração adequada do CubeSat no distribuidor. Os níveis de teste de aceitação serão determinados pelo provedor de lançamento. Ambos SMC-S-016 e GSFC-STD-7000A são usados como guias na determinação dos níveis de teste. O CubeSat não deve ser desintegrado neste momento. Se uma falha do CubeSat for descoberta, uma decisão de desintegrar o dispensador será feita pelo Provedor de Lançamento com base nas preocupações de segurança da missão.

2.3.3.6 Subsistemas

Para realizar um projeto de CubeSat organizado e coerente, é necessário dividir o projeto em subsistemas, isto é, áreas de estudo específicas, que juntas complementam o projeto para realizar a missão. Cada qual devem conter condições de contorno correspondentes às suas respectivas funções e juntas devem atender a restrições gerais, como custo, massa, dimensão, prazos, requisitos gerais, decididos não apenas pelo desenvolvedor do projeto, mas também devem atender à normas espaciais redigidas por órgãos competentes. Além desses subsistemas, é feita também uma distinção com o setor que é o foco principal do projeto, comumente chamada de carga útil (do inglês, *payload*). Ainda, são aconselhadas, porém não obrigatórias, o cumprimento de três características essenciais numa missão espacial, sendo elas: massa

mínima, mínimo consumo e alta confiabilidade. A seguir, são descritos os principais subsistemas e que são indispensáveis dentro de um projeto de satélites.

2.3.3.6.1 Suprimento de Energia

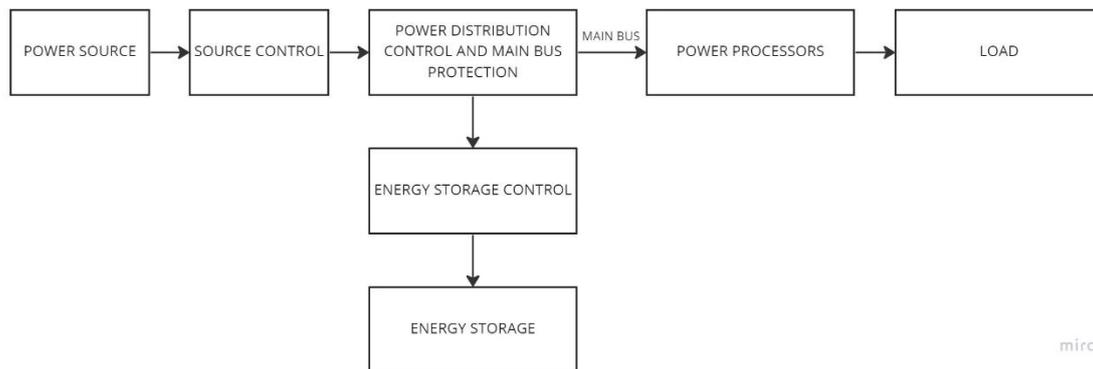
Também conhecido pela sigla EPS (Energy Power Supply), é o subsistema que projeta a alimentação do satélite, isto é, desde a geração de energia, armazenamento, até o gerenciamento da distribuição de energia elétrica para o funcionamento do satélite por inteiro. Ele deve fornecer a potência elétrica necessária para garantir o funcionamento adequado de todos os componentes presentes para cada modo de operação. Vale ressaltar que cada subsistema dentro do satélite pode ter um requisito de tensão, frequência, estabilidade e limite à ruídos específicos, os quais serão supridos pelo subsistema EPS. Esses *tradeoffs* operacionais são analisados de acordo com cada componente de cada equipamento de cada subsistema da missão. Por exemplo, pode ser possível que em um sistema eletrônico esteja sendo gerado harmônicas que atrapalham o funcionamento do sistema de comunicação. Um possível *tradeoff* pode ser a supressão desses harmônicos.

- Sistema de armazenamento de energia (Baterias): O sistema de armazenamento de energia tem como função fornecer energia para o satélite enquanto não houver luz solar e eventos naturais não controlados, como eclipses, etc. Este sistema deve ser composto por um pack de baterias de uma quantidade razoável de descarga, por exemplo 1300 mAh / 25- 50 C discharge, utilizando da tecnologia Li-on e que dê autonomia plena de 24 horas sem luz solar.
- Sistema de gerenciamento de potência elétrica denominado de PDCU (Power Distribution Control Unit): O gerenciamento do potencial elétrico é aquele que interliga o fornecimento com os outros componentes do satélite. É nele onde as ligações são feitas de forma eficiente, garantindo um fornecimento seguro à missão. Além disso, os PDCUs acompanham um sistema de proteção elétrica para as cargas envolvidas, na qual caso haja um curto-circuito em alguma placa, ou eventualmente uma queda/alta de energia, os componentes estarão protegidos (como é o caso de disjuntores por exemplo). Junto a este sistema de proteção, podem ser alocados também sensores de potência, que deverão fazer a medição da potência consumida de cada componente em diversas situações. Dessa forma, caso haja necessidade, as baterias serão recarregadas e acionadas com a maior eficiência possível.

De acordo com o Livro Space Vehicle Design, para realizar um design do subsistema de suprimento de energia, devem ser levados em consideração alguns parâmetros relacionados à vários tópicos. A seguir são listadas alguns desses parâmetros separados por categorias julgados úteis para essa missão. (GRIFFIN; FRENCH, 1949)

- Cliente / Usuário;
- Configuração do modelo
 - Restrição de massa
 - Dimensão
 - Capacidade de dissipação térmica
- Tempo de vida da missão
 - Total
 - Em vários modos de operação e seus níveis de potência, em porcentagem
- Controle de atitude
 - *Nadir pointing*
 - *Gradiente de gravidade*
 - Requerimentos de direcionamento
- Parâmetros orbitais
 - Altitude
 - Inclinação
 - Ciclo de eclipse
- Requerimentos de payload
 - Potência
 - Tensão
 - Corrente
 - *Duty-cycle*
 - Proteções

O diagrama abaixo ilustra como o sistema de energia é arquitetado normalmente em projetos aeroespaciais, e são descritas sucintamente o funcionamento e a contribuição de cada um, além de boas práticas que podem ser consideradas, variando de missão para missão

Figura 12 Esquemático sugerido para *Power Supply*

miro

O primeiro elemento, *Power Source* (do inglês, fonte de energia), é a etapa que provê a captação de energia através alguns tipos de fontes. Existem uma variedade de fontes utilizadas, tais como reatores nucleares estáticos ou dinâmicos, RTG, porém a única energia proveniente de uma fonte externa é a energia solar fotovoltaica, onde são utilizados painéis solares para tal, cujo princípio de funcionamento é transformar os fótons da luz solar em tensão elétrica. Como em qualquer projeto, existem algumas interferências e parâmetros que devem ser considerados no projeto da etapa de *Power Supply*. Alguns deles são:

1. Comutação de corrente contínua: via de regra, componentes como chaves, relés devem estar preferencialmente conectados ao lado positivo de um elemento, e no outro lado aterrado no lado negativo.
2. Modularidade: este parâmetro é desejável na realização de testes principalmente, mas também na construção, lançamento e manutenção.
3. Aterramento: O aterramento é um dos parâmetros mais importantes a serem considerados. Deve-se projetar o aterramento mais adequado para o projeto levando em conta a quantidade de circuitos, sua possível influência sobre outros subsistemas a fim de evitar ruídos indesejáveis (especialmente os de RF).
4. Supressão de arco: projetado para reduzir faíscas geradas quando contatos de c
5. Continuidade: deve ser projetada com o objetivo de minimizar a probabilidade de acúmulo de potencial eletrostático ou quaisquer outras tensões diferentes. Deve ser mantida entre por exemplo a estrutura mecânica e as proteções térmicas.
6. Complexidade: O propósito é atender as necessidades da missão. Um design muito complexo pode causar complicações desnecessárias e prejudicar limites de massa e dimensões por exemplo. Este subsistema normalmente é projetado para atender as

necessidades apenas, onde dificilmente terá uma construção muito massiva, e efetiva além do requisitado.

7. Continuidade: Importante ser mantida uma vez que qualquer desconexão pode causar fugas de corrente, ruídos e comumente relacionada à etapa de aterramento.

Outra análise importante que deve ser feita dentro deste subsistema é o tipo de bateria ideal para a missão, de acordo com a capacidade de carga/descarga que a mesma gera, o ambiente exposto, além de acúmulo de cargas negativas geradas pelo ambiente ao qual estas se encontram. Lembrando que missões que se encontram numa LEO estão expostas à uma série de adversidades, que impactam diretamente no sistema de suprimento de energia. Algumas destas adversidades que devem ser levadas em conta na escolha das baterias, bem como no sistema de controle de carregamento das mesmas e nos painéis solares são: Espaçonaves em baixas altitudes e baixas inclinações sofrem muito mais no quesito de carga e descarga, pois estes irão experienciar vários eclipses ao longo de sua missão. Numa LEO, um satélite pode ser carregado/ descarregado de 12 a 16 vezes por dia, resultando em 10 mil ciclos ou mais em alguns anos. Caso o projeto não leve este evento em consideração, a missão pode ter seu tempo de vida reduzido da projeção inicial. Normalmente, para realizar o dimensionamento dos painéis solares e baterias considera-se a chamada máxima densidade de descarga (DOD), detalhado na seção de Suprimento de Energia.

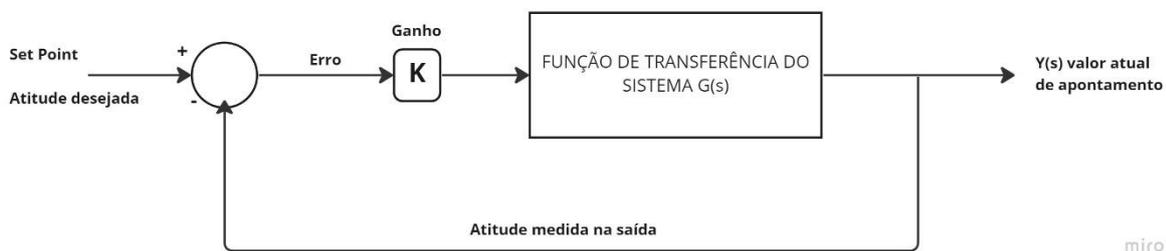
2.3.3.6.2 Controle de Atitude

É o subsistema responsável pela orientação do satélite em órbita, ou seja, sua atitude. A orientação é feita em relação à um eixo referencial adotado, como por exemplo a própria Terra. O controle de sua posição em órbita é feito de várias formas. Uma delas é através da compensação de momentos utilizando 3 rodas de reação (Reaction wheels), uma para cada eixo do sistema de coordenadas base adotado para o estudo. Existem também outras maneiras como, estabilização por rotação também chamada de estabilização giroscópica ou CMGs (*Control moment gyros*), por *Spin*, estabilização através de propulsores e/ou jatos, chamados de *Thrusters*, *Solar sails* (que atuam como velas direcionadoras, assim como eram usadas em embarcações) e também através de Magnetotorques (*Magnetic Torquers*). O controle deve permitir alinhar e/ou direcionar algum sensor ou antena ao objeto de estudo, de forma a cumprir os objetivos da missão.

Os diferentes tipos de controle de atitude são separados entre controle passivo e controle ativo. O controle passivo é aquele que não utiliza energia elétrica para ser feito, e sim faz uso das técnicas que tiram vantagem de princípios da física básica. Sua principal vantagem é aumentar a vida útil do satélite, e não ficar limitado à um consumo de placas embarcadas. Porém uma desvantagem associada é a falta e precisão nos movimentos, e respostas inflexíveis à mudança de condições.

Já o controle ativo, trabalha com o critério de *feedback*. Ou seja, o mesmo realiza leituras constantes da saída do sistema e a compararam com uma referência, ou *Set Point* para assim fazer as correções necessárias. Este sistema faz o uso de conceitos de controle clássico, no qual a função que representa o sistema é deduzida matematicamente ou o sistema é ensaiado para esta ser deduzida. O controle é feito por ganhos de forma mais simplificada, indicando controles proporcionais, ou através de controles PID. O Figura a seguir ilustra um controle em malha fechada.

Figura 13 Exemplo de controle em malha fechada

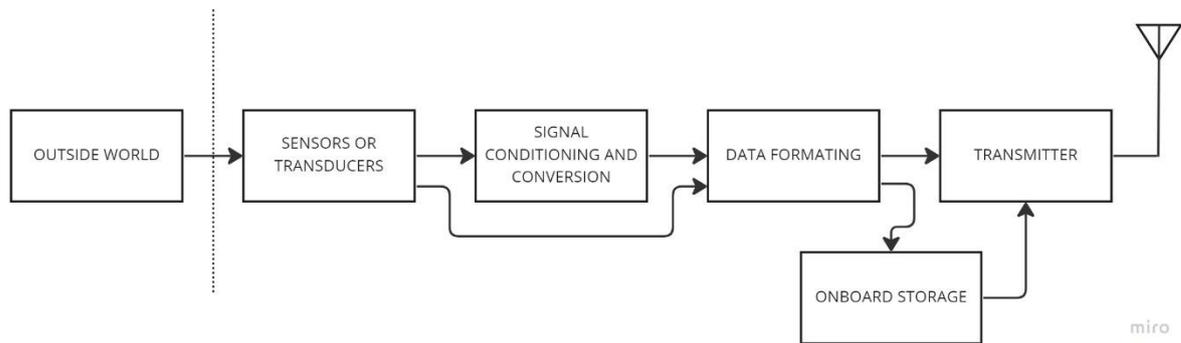


Fonte: Space Vehicle Design

2.3.3.6.3 Telemetria, Comando e Rastreamento

O subsistema Telemetria, Comando e Rastreamento, também conhecido pela sigla TT&C (*Telemetry, Tracking and Command*) é o subsistema responsável pelo tráfego de sinais que carregam dados, tanto pela captura de dados, quanto pela sua transmissão para o solo. O esquemático a seguir representa os componentes básicos que este sistema deve conter para um funcionamento adequado de acordo com a literatura seguida.

Figura 14 Esquemático subsistema TT&C



Dados gerados por sensores ou transdutores, como mostra o segundo bloco, estão associados à eventos que ocorrerem do lado de fora do sistema em si (representado no diagrama pelo bloco “*outside world*”), podendo ser vindo de qualquer lugar, seja a medida de campo magnético por exemplo, raios solares e até a própria orientação do satélite em si. Esses dados raramente estão no formato ideal, isto é, estão num formato no qual o processador consiga ler e interpretar. Para isso serve o terceiro bloco, onde normalmente são adicionados conversores ADC para que seja feita a conversão de um sinal analógico para um sinal digital. Pode acontecer de alguns dos sinais lidos serem muito fracos para que esta conversão seja feita, e por isso muitas vezes é comum adicionar amplificadores ou filtros, para aumentar a faixa de leitura do sinal, eliminar ruídos ou até mesmo limitá-lo à uma faixa de aquisição. É importante ressaltar que, dentro do processo de conversão de sinais do universo analógico para o digital é vital levar em conta o critério de Nyquist, onde sempre a frequência de amostragem do sistema será duas vezes a frequência máxima do sinal. Isto serve para dar uma margem de segurança na amostragem do sinal, onde na sua forma digital é amostrado de forma discreta, evitando por exemplo problema de *aliasing*.

$$f_s \geq 2 \cdot f_{m\acute{a}x}$$

Dentro deste subsistema também, é comum que sejam feitas modulações de sinal, onde basicamente um sinalo sistema codifica um sinal banda base que carrega uma informação, sob uma portadora de RF. Existem várias formas de se fazer uma modulação, podendo ser por amplitude (AM), por frequência (FM), por fase (PM), por exemplo. Ambos variando estas três componentes da portadora de acordo com um sinal banda base. Existem outras formas de realizar a modulação, a qual para este projeto será descrita na seção “Projeto Preliminar”.

2.3.3.6.4 Computador de Bordo

O subsistema computador de bordo, também conhecido pelas siglas OBDH (*On Board Data Handling*) ou C&DH (Command and Data Handling) engloba o gerenciamento de todas as funções do satélite através de um algoritmo embarcado em placas de processamento. Por exemplo, caso seja feito um controle ativo dos outros subsistemas, como o uso de rodas de reação para controle de atitude, ou controle térmico através de células *Peltier*, por exemplo faz-se necessário o uso de software, e é neste cenário também que o comando de bordo entra. Tem como função primordial receber dados do solo (caso haja), processar os dados a serem recebidos pelo sistema, e devolver os dados à uma estação base, caso aplicável, além de realizar um tratamento de dados localmente. É um subsistema de extrema importância e que deve garantir uma certa segurança intrínseca ao sistema fazendo o uso de técnicas de codificação e criptografia de dados, sendo eles armazenados localmente ou em nuvem.

2.3.3.6.5 Mecânica Estrutural

Também chamado na literatura de Subsistema de Estrutura e Mecanismos (*Structures and Mechanisms Subsystem*) é aquele responsável por projetar uma estrutura estável e robusta, que atenda os requerimentos e pretensões dos outros subsistemas e que se adéque aos objetivos da missão. Deve-se realizar o dimensionamento dos componentes estruturais para os esforços aplicados, distribuir os *payloads*, considerando a exposição à temperatura, campos magnéticos, radiações, além da localização e campo de visão (no caso de instrumentos).

O projeto estrutural do satélite, é um núcleo integrador entre os outros subsistemas, pois deve atender os requisitos de cada, como também soluções plausíveis entre os *tradeoffs* de projeto, oriundos de conflitos entre os subsistemas. Deve proteger os instrumentos de medição (carga paga), e os componentes vitais para seu funcionamento, dentro de um ambiente hostil advindo de grandes cargas térmicas (gradiente intenso), como também a atenuação da vibração dos componentes giratórios, característica determinante na escolha de material e distribuição de massa do satélite (Inércia).

Elencadas as fontes primárias de possíveis problemas, o projeto estrutural deve garantir o alinhamento da antena e sua acuracidade de apontamento, que pode ser prejudicada pela distorção térmica da estrutura, ou deformações elásticas devido a outros carregamentos. A

estabilidade de apontamento apresenta um cuidado equivalente, pois as variações instantâneas de magnitude e frequência do espectro em torno do apontamento médio de direção, são sensíveis as vibrações e, portanto, devem ser isolados através de métodos ativos ou passivos.

2.3.3.6.6 Controle Térmico

O principal objetivo é manter a temperatura de todo o satélite em uma faixa plausível para o tempo de vida da missão. Para isso o balanço energético do satélite deve ser modelado, conforme a Figura 15, onde são apresentadas as fontes de energética térmica.

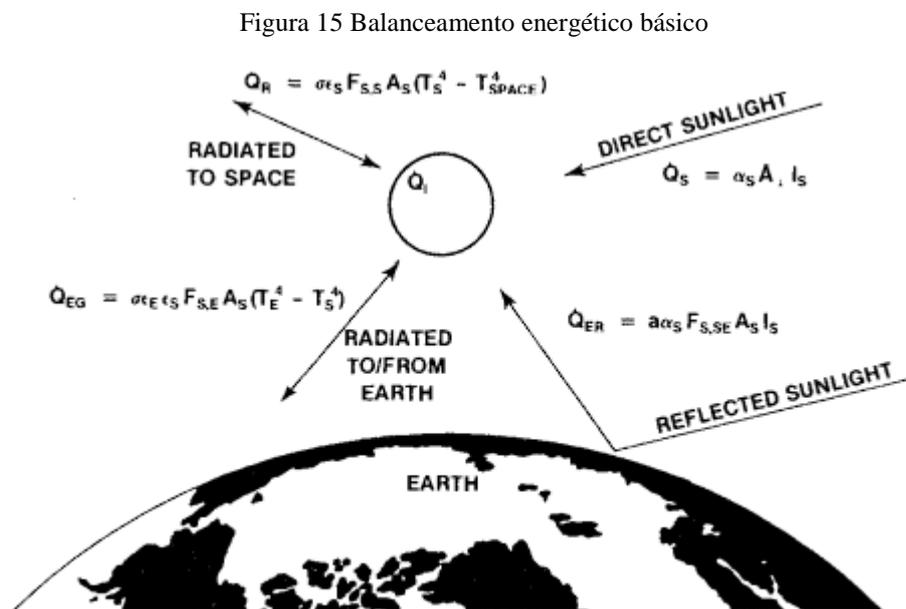


Fig. 9.7 Energy balance for an Earth orbiting spacecraft.

Portanto, o balanço energético pode ser expresso por:

$$Q_{sun} + Q_{er} + Q_i = Q_{ss} + Q_{se}$$

O projeto deve atender ao requisito de temperatura balanceando a carga térmica aplicada ao satélite, proveniente do sol e refletida da terra, com a carga térmica gerada internamente através da dissipação dos componentes eletrônicos (efeito Joule). Devido ao satélite operar em uma região de atmosfera rarefeita, somente dois mecanismos de transferência de calor serão considerados, sendo a radiação e condução. A geração de calor interna ocorre pela radiação de calor entre elementos, como também pela condução dos elementos de eletrônica de potência na

própria placa de circuito, levando a distorções térmicas, deformando-a e causando tensões. Caso o mecanismo de radiação eleve a temperatura para além dos limites de algum dispositivo, um controle passivo ou ativo deverá ser aplicado.

3 METODOLOGIA

Conforme mencionado anteriormente, realizar um projeto sério de um satélite exige muito mais do que competências e estudo. Envolve tempo e amadurecimento do projeto, dentro do cenário que este se encontra, assim como o cumprimento de uma série de normas, baterias de testes e certificações. Reforçando que este projeto tem como objetivo principal validar a rádio comunicação e a eletrônica em si, as outras vertentes não serão totalmente exploradas. A metodologia escolhida para o desenvolvimento deste projeto foi a divisão em duas frentes de abordagem, uma descrevendo o desenvolvimento da Rádio-Coleira e a outra descrevendo o desenvolvimento do CubeSat.

3.1 PROJETO CONCEITUAL

O projeto conceitual é o início da missão. É nele onde todas as primeiras ideias sobre o projeto são descritas bem como a generalização de funcionamento, estabelecimento de condições de contorno, adequação da missão aos ambientes aos quais estarão envolvidos e por fim análises de *tradeoffs* e viabilidade de implementação. A partir do projeto conceitual, pode-se aprofundá-lo à um projeto preliminar, com detalhes e características técnicas, estudos teóricos avançados e simulações.

O projeto de um CubeSat, de acordo com Noronha, aconselha-se ser dividido em três segmentos diferentes: o segmento solo; o segmento lançador e o segmento satélite. Cada segmento, por sua vez, trata de um ambiente diferente, mas que se não projetados de maneira complementar podem acarretar prejuízos aos entregáveis finais. De maneira geral, estes segmentos podem ser definidos por:

- a) Segmento solo: é aquele caracterizado pelos componentes em solo, isto é, toda a parte do projeto que está localizada na Terra. No caso deste projeto, o segmento solo é composto pelo elemento Rádio-Coleira e pelo elemento receptor;
- b) Segmento lançador: é aquele que tem como missão colocar o satélite em órbita, onde são utilizados foguetes. Este não é de competência deste projeto;
- c) Segmento satélite: como o próprio nome indica, é aquele que completa a missão, e contém todos os elementos para fazer isto acontecer, estando suscetível a todas as intempéries do ambiente orbital, uma vez colocado em órbita, representado pelo Cubesat.

3.1.1 RÁDIO-COLEIRA

A rádio-coleira a princípio, é um objeto já existente e muito utilizado por organizações de preservação ambiental. Contudo como mencionado na seção 2.1, estas coleiras apresentam falhas e vieses. O elevado custo da mesma desmotiva qualquer associação na hora de realizar o monitoramento de qualquer animal. O intuito desta frente é, de certa forma, aprimorar eletronicamente uma Rádio-Coleira já existente e oferecer um projeto novo e melhorado que de certa forma atenda às necessidades e requisitos sugeridos pelo Instituto Onçafari, mas que também atinja a maior quantidade de instituições possíveis. Dentre estas necessidades pode-se citar: Maior durabilidade, melhor gerenciamento da bateria e um fornecimento de energia mais otimizado, além de torná-la mais acessível financeiramente, discreta e confortável ao animal.

A nova abordagem para a rádio-coleira escolhida foi modificar a forma de rádio-comunicação da mesma. Ao recebe-la para análise pode-se confirmar que se tratava da tecnologia VHF. Como a Divisão de Eletrônica e Telecomunicações do Centro de Pesquisas do IMT, já veem a muitos anos desenvolvendo conteúdo e projetos com a tecnologia LoRa. Fica decidido o uso da tecnologia LoRa para este projeto, com o intuito de barateamento dos módulos, maior número de dispositivos conectados numa mesma rede, além de conseguir um maior alcance de forma independente, sem haver a necessidade de deslocar equipes. Além disso, com relação à sua vida útil e gerenciamento de baterias, o LoRa possui baixo consumo de energia, contribuindo com o aumento da vida útil da bateria e de forma complementar a adição de um módulo gerenciador de bateria.

3.1.2 SATÉLITE

O satélite a ser desenvolvido é do tipo *cubesat*, que se encontra na categoria de nanossatélite, e que, de acordo com NASA o mesmo é dimensionado a partir de estruturas com arestas de unidades “U”. Isso quer dizer que ele pode ser 1U, 3U, 6U, e assim por diante, onde cada U representa um cubo com 10 cm de aresta. Neste projeto a estrutura escolhida deste satélite é a de 1U, já que este tamanho de estrutura comporta com segurança todos os módulos a serem utilizados. O CubeSat tem como principal função transmitir o pacote de informações enviado pela coleira à estação em solo adequada, isto é, o mesmo tem uma função “replicadora” de sinal. Uma vez que o satélite obtiver alinhamento com a zona em que a coleira estiver, ele recebe as informações e as replica à uma antena receptora. As transmissões de sinal que ocorrem na subida e descida, formalmente chamados de *Uplink e Downlink*, são feitos através de rádio comunicação. A grande diferença é que para este projeto, como o foco é a escalabilidade e modularidade, foi escolhida uma comunicação independente, na qual não seja necessário pagar para um agencia sua conexão com outros satélites.

3.1.3 AMBIENTES DA MISSÃO

Antes de realizar qualquer projeto de caráter científico é necessário fazer um estudo de todas as variáveis que podem interferir na missão, em todo seu “envelope”, desde seu lançamento até quando o mesmo atingir o destino final. Assim como mencionado anteriormente, o projeto estando dividido em duas frentes de trabalho, seus ambientes serão analisados e detalhados conforme esta organização, a fim de manter uma melhor visibilidade das situações e garantir que a maior quantidade de possíveis intempéries seja considerada.

3.1.3.1 Rádio-Coleira

O ambiente em que a coleira estará submetida é o meio em que o animal em pesquisa vive. Como este projeto está sendo desenvolvido no Brasil, e é voltado para monitoramento de felinos, com ênfase em onças pintadas, o ambiente que se deve esperar são as florestas em que elas vivem. Estas florestas fazem parte de biomas com diferentes ecossistemas e características climáticas distintas, mas de maneira global é esperado que a onça esteja no bioma do Pantanal no estado do Mato Grosso do Sul, já que é onde a organização Onçafari, parceira deste projeto, tem sua sede localizada. Este bioma é marcado por, de acordo com o IBF, altas temperaturas,

alto índice pluviométrico, cujas estações verão e inverno são bem definidas e caracterizadas por ser quente e chuvosa, e fria e seca, respectivamente. Sabe-se também que o Pantanal é muito conhecido por suas cheias cujo solo fica totalmente encharcado, aumentando uma variável no projeto a ser levada em consideração. Portanto, é de se esperar para o projeto da rádio-coleira, que ambientes úmidos/molhados sejam frequentes, e que as temperaturas sejam elevadas diariamente no verão. Essas variáveis são de extrema importância, uma vez que se não evitadas podem prejudicar o funcionamento da Rádio-Coleira. Vale lembrar que a mesma contém uma placa de circuito integrado, antena, sensores, conexões e bateria, cada qual possuindo suas respectivas faixas de temperatura de trabalho, além de não poderem ter contato com água. Torna-se necessário então o estudo de uso de materiais impermeáveis e proteções ao mesmo, sem que prejudique o funcionamento final.

Deve-se levar em conta também o comportamento da onça em seu ambiente e sua convivência com outras onças. Em uma reunião com a bióloga Lilian, do Onçafari, foi perguntado quais comportamentos devem ser esperados da onça para que possa ser levado em conta a fragilidade dos componentes em meio a certas ocasiões. Foi especificado que, a onça, muitas vezes entra em conflitos com outros indivíduos de sua espécie e o comportamento esperado é que estes sofram mordidas no pescoço, tornando-se necessário uma proteção reforçada nestes locais. Além disso, outros comportamentos mais recorrentes, como subir em árvores, caçar alimento, defender território e acasalamento devem ser levados em consideração. Vale ressaltar que o bioma do Pantanal vem sendo constantemente ameaçado e perdendo ecossistema ao longo dos anos, conforme o desmatamento aumenta na região. As onças por sua vez, buscam refúgio e novos habitats em outras regiões e biomas, nos quais muitas vezes não são de sua naturalidade e espécie. Deve-se, portanto, levar este fator em consideração e conseqüentemente espera-se ser possível entender melhor o comportamento desta espécie e buscar as melhores maneiras e iniciativas para preservá-la.

3.1.3.2 Satélite

Os ambientes que o satélite se encontra variam de acordo com a fase em que o projeto encontra e de qual segmento está sendo tratado. Desde a fabricação dos componentes até o final da vida operacional, o satélite será exposto a diversos meios diferentes, cada um oferecendo riscos ao projeto.

Para que a análise de ambientes do satélite siga uma linha de raciocínio lógica e cronológica, esta será dividida em três etapas, listadas a seguir:

- a) Desenvolvimento: constando os ambientes que o satélite estará ao longo do seu desenvolvimento, bem como de seus componentes;
- b) Lançamento: englobando o ambiente em que o satélite estará durante seu lançamento, isto é, dentro do foguete lançador;
- c) Operante: ambiente orbital e as influências que este pode causar no funcionamento da missão;

Durante o desenvolvimento do projeto, muitos dos subsistemas que o englobam estão sujeitos à uma variedade de fatores. Durante a construção do projeto, especialmente os subsistemas que englobam a parte eletrônica, alguns dos fatores que podem influenciar são:

- Efeito triboelétrico, causado pelo atrito entre certos materiais, cada qual com sua carga normal, ao entrarem em contato estes podem carregar-se ou descarregar-se eletricamente os equipamentos e/ou componentes ao manuseá-los e conseqüentemente produzir uma tensão substancial que possa danificar os componentes.
- Umidade relativa do ambiente de trabalho. Se a mesma for muito baixa, pode contribuir ainda mais para o acúmulo de cargas estáticas.

No transporte o satélite poderá sofrer choques, vibrações e trepidações devido a interação com o veículo de transporte. Quanto maior forem esses choques, maior será a geração de vibração nos componentes do satélite, e tal combinação desses fenômenos dinâmicos e cíclicos podem danificar os componentes eletrônicos, desconectá-los ou ainda causar desalinhamento de componentes mecânicos.

Durante o lançamento, o foguete sofrerá ainda efeitos terríveis de cargas térmicas, acelerações do módulo lançador, cargas acústicas (ondas de pressão) e cargas aleatórias dinâmicas, ou seja, terá múltiplas fontes de vibrações, sendo elas "transmitidas" parcialmente para os *payloads* (no caso será o CubeSat).

Em seu destino final, isto é, em órbita os efeitos que devem ser esperados para o ambiente da missão irão depender das suas características, e dos métodos de proteção adequados escolhidos pela equipe. A órbita escolhida para presidir a missão OnçaSat é a órbita baixa (LEO) a qual está localizada na camada da Termosfera. A escolha desta órbita diz respeito à uma série de fatores como por exemplo, o tipo de missão e velocidade da órbita e normas regulamentadoras.

Em termos de altitude, apesar de ser uma órbita circular quase perfeita, as LEOs apresentam uma excentricidade pouco abaixo de 0,25, cuja altitude máxima nunca será maior do que $1/3$ do raio da Terra. Ademais, numa LEO, os satélites viajam a cerca de 8 km/s. Assim uma revolução completa demora em torno de 90 minutos, dando aproximadamente 16 voltas completas por dia. A cada volta, o satélite passa pelo ponto de interesse, fazendo com que se obtenha uma quantidade considerável de dados. A Figura 16, Figura 17 e Figura 18 a seguir ilustram de forma simplificada uma simulação realizada no software HOMA *online* e *open source*, desenvolvido por Abolfazl Shirazi para a simulação de órbitas de forma mais visual baseado em Matlab. (“HOMA - Online Space Orbit Simulator - Orbit Simulation”, [s.d.]

Figura 16 Parâmetros de entrada

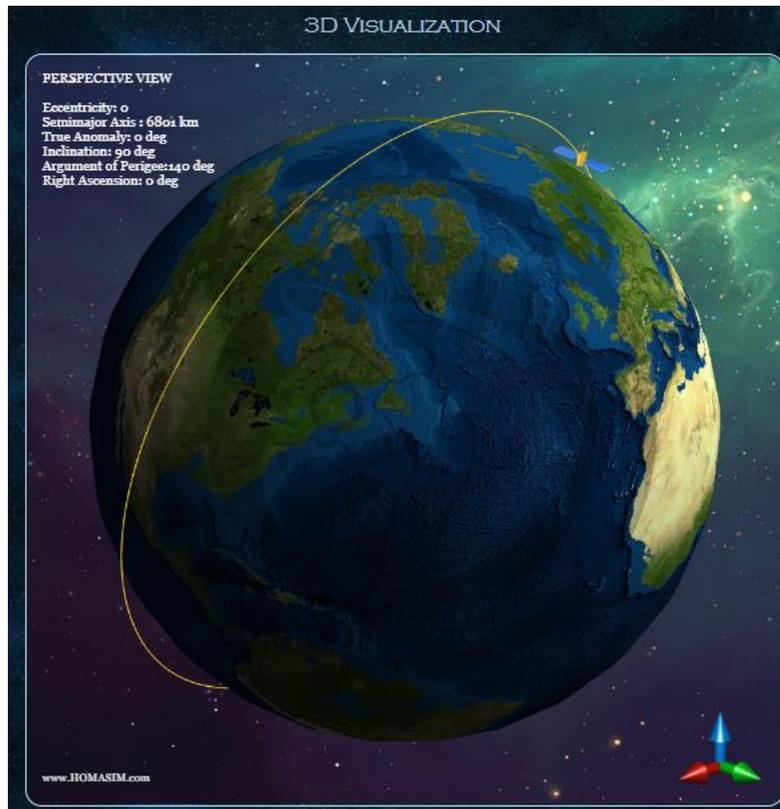


Fonte: Autoria Própria

Inicialmente foram escolhidos os parâmetros de entrada a fim de tornar a órbita o mais fiel possível à real, inserindo uma excentricidade igual a zero (apesar de não ser totalmente zero), uma inclinação de 90° , caracterizando uma órbita polar, um *Semimajor Axis* considerando o raio da Terra (6371 km) mais a altitude considerada para este projeto (430 km), resultando em 6801 km. Os outros parâmetros foram mantidos zerados ou inalterados. A Figura 17 mostra uma visualização 3D da órbita em alta definição e a Figura 18 mostra as vistas 2D em três

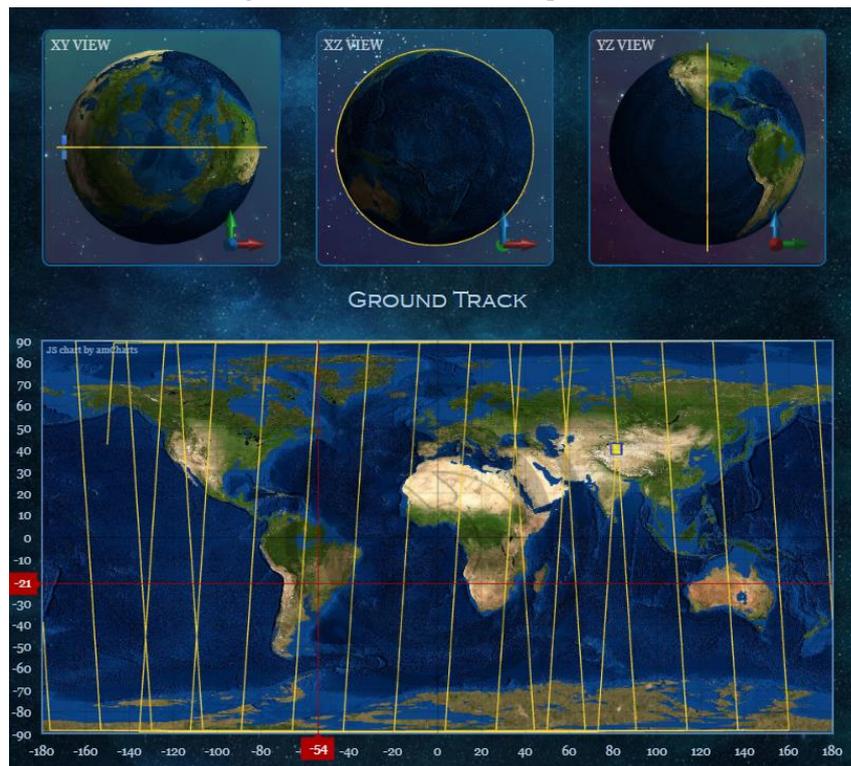
combinações de eixos diferentes, bem como o mapeamento do caminho da órbita sobre a Terra. Esta simulação foi feita com o objetivo de tornar a visualização da órbita mais fácil e imaginável.

Figura 17 Visualização 3D da órbita



Fonte: Autoria Própria

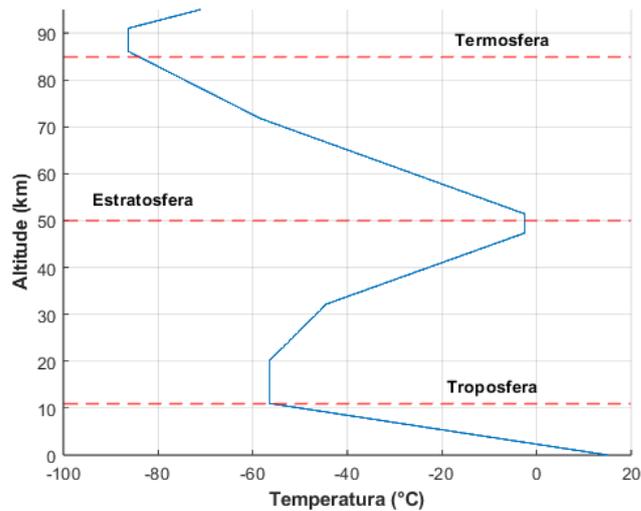
Figura 18 - Outras vistas e Mapeamento



Fonte: Autoria Própria

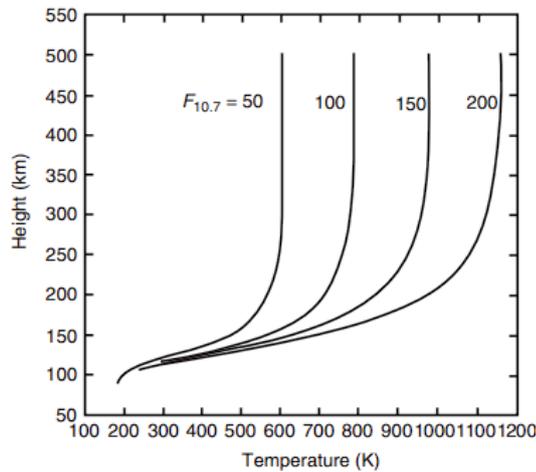
Vale ressaltar também alguns parâmetros físico-químicos que caracterizam esta órbita. A atmosfera da Terra é subdividida em camadas, pelo critério de perfil de temperatura vertical como mostra a Figura 19 Figura 21 Camadas da Atmosfera. Observa-se que acima de 85 km começa a Termosfera, camada que se estende até 900 km, possuindo um intenso gradiente de temperatura com comportamento ascendente conforme acréscimo da altitude. É caracterizada por ser uma região rarefeita da atmosfera terrestre, onde a colisão com os átomos e moléculas com os satélites em órbita causam uma pequena força de arrasto que contribui para uma redução da altitude.

Figura 19 Relação Altitude x Temperatura



Sua estrutura primária é sensivelmente determinada pela absorção da radiação solar UV em comprimentos de ondas inferiores a 103 nm, ionizando e dissociando gases conforme a temperatura. A baixa termosfera é composta principalmente pelos gases O_2 e N_2 . Devido a absorção citada anteriormente, a dissociação faz essa região inferior ter uma atmosfera molecular, enquanto que na porção superior na faixa de 430 km, apresenta um comportamento de atmosfera atômico, com altas magnitudes de temperatura como mostra a Figura 20, onde os gases neutros são esquentados pela absorção de EUV solar e radiação UV com uma eficiência de 33%, enquanto os 67% são radiados ao espaço para camadas superiores ou inferiores. A Figura 20 apresenta o perfil de temperatura da termosfera, em função da emissão de ondas de rádio solares, observando-se que a temperatura se torna isotérmica com a altitude, a partir de um valor crítico, denominado temperatura esférica.

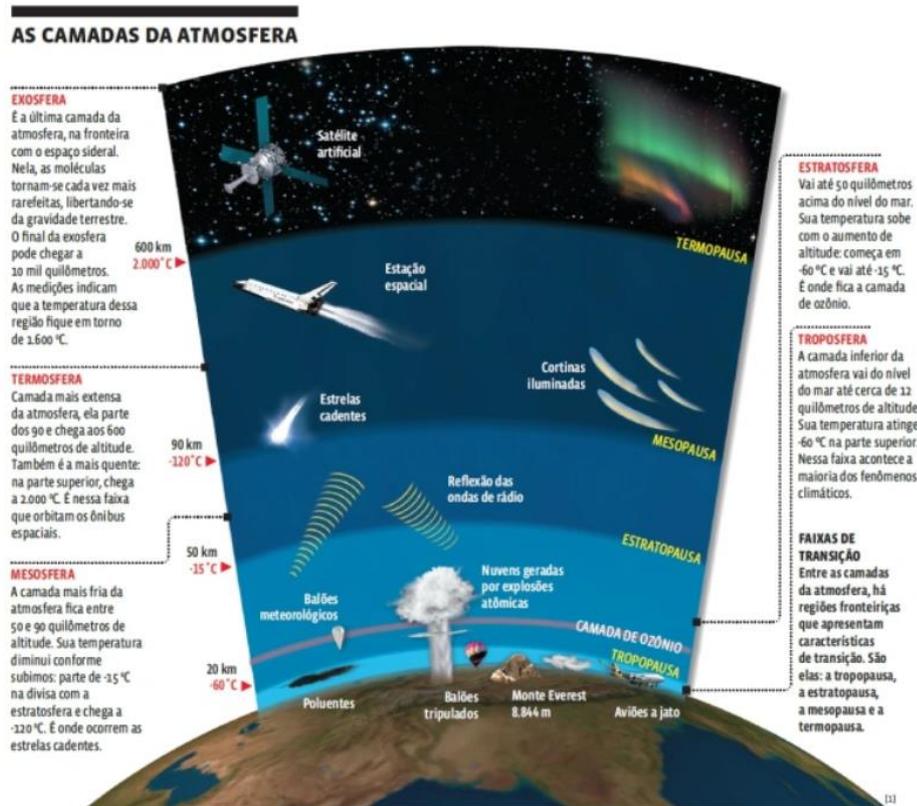
Figura 20 Faixa de temperatura em cada altitude



Fonte: Space Vehicle Design

A Figura 21 ilustra de forma clara a posição que a Termosfera ocupa e sua faixa de altitude variando de 90 à quase 1000km, assim como a mudando de temperatura a cada acréscimo de altitude. Entre as faixas de transição que indicam seu inicio e fim, nota-se a brusca variação de temperatura, indo de -120°C até 2000°C.

Figura 21 Camadas da Atmosfera



Fonte: Guia do Estudante

Como interferência é de esperar que a presença da atmosfera residual gere o arrasto atmosférico que irá contribuir para a perda de altitude do satélite e trazê-lo para uma eventual reentrada na atmosfera com o passar do tempo.

A presença de oxigênio atômico, um oxidante altamente reativo presente nesta camada, pode destruir equipamentos não revestidos em algumas semanas. Esses efeitos, combinados aos extremos térmicos, vácuo parcial e exposição aos raios ultravioletas (sol) podem alterar a emissividade e refletividade das superfícies externas do satélite, assim, degradando a performance do controle térmico.

Devido ao vácuo parcial, a facilidade de ionização dos gases neutros de baixa densidade pode resultar no fenômeno conhecido como “*Paschen breakdown*”, que promove uma condutividade não intencional entre os pontos nos hardwares eletrônicos, causando uma diferença de potencial muito alta e levando o satélite a uma falha ao longo do tempo.

O campo magnético da Terra pode gerar um torque de perturbação, devido a interação do campo magnético com o momento dipolo magnético do satélite. Esse fenômeno embora prejudicial, possibilita que se use magnetotorques para a correção das orientações do satélite, por exemplo.

Com relação às perturbações oriundas de radiação, há inúmeras fontes de radiação, vindas de eventos solares de prótons, do cinturão de *Van Allen* e de raios cósmicos. A combinação de diferentes tipos de partículas carregadas gera um ambiente hostil para o satélite, prejudicando a eletrônica embarcada, degradando revestimentos de proteção e alterando as propriedades dos componentes eletrônicos devido aos efeitos de alta energia das partículas carregadas (degradação pela dose total e o “*single-event upset*”). Para os componentes poliméricos ou compostos por funções orgânicas, sensíveis à radiação, estes podem sofrer um endurecimento e tornar-se suscetíveis à esforços cisalhantes.

3.1.4 REQUISITOS DE PROJETO E TRADEOFFS

Os principais objetivos da missão e necessidades devem ser descritos pelo consumidor ou usuário final do projeto (Michael D. Griffin, James R. French). Levando em consideração que o OnçaSat tenha como usuário final a associação Onçafari, foi feita uma reunião entre a equipe deste trabalho e a equipe de biólogos e coordenadores do Onçafari para que possa ser

estabelecida a ideia do projeto considerando as principais necessidades e particularidades da missão. Se a missão tem como objetivo monitorar animais, as perguntas feitas giraram em torno de melhorias nas atividades diárias e tornar o processo mais otimizado, modular e eficaz. Nesta seção serão descritos os principais pontos necessários para a missão ser realizada de forma criteriosa. Esta elaboração de *tradeoffs* é feita de acordo com (Livro Space Vehicle design)

3.1.4.1 Top-Level Requirements

Os chamados, comumente pela comunidade científica, de *Top-Level Requirements* podem ser descritos como os requisitos básicos, mas extremamente necessários para realizar um projeto, de cunho aeroespacial, ou não. Não apenas ter uma noção dos componentes que irão fazer a missão acontecer com sucesso, mas também buscar estabelecer prazos e definir um calendário mestre a ser seguido, custo total e datas de lançamentos (caso ocorra) devem ser consideradas nesta seção. (GRIFFIN; FRENCH, 1949)

Neste projeto, como mencionado anteriormente, buscou-se estabelecer uma relação com o grupo Onçafari de maneira a entender os problemas reais e usar suas soluções como requerimentos de projeto. Foram especificados quais seriam os pontos de melhoria necessários dentro de suas competências, as quais cabiam a eles decidir. Para a coleira, o grupo considerou que o custo reduzido seria a principal finalidade da mesma, uma vez que o interesse é de tornar o projeto escalável para outros animais, outras instituições, entre outros.

Como parâmetro de inovação foram consideradas: aumentar a durabilidade geral da coleira, diminuir seu peso de maneira a ficar mais confortável ao animal, ser mais resistente à possíveis danos físicos e por fim ser mais discreta. Além disso, foram citados a possibilidade de serem adquiridos mais dados, como temperatura, umidade, dados vitais do animal entre outros.

3.1.4.1.1.1 No quesito prazo, o Instituto Onçafari não especificou um prazo específico para que o projeto estivesse operante. Contudo, como o OnçaSat vem sendo desenvolvido e elaborado desde 2021, participando ativamente de algumas competições acadêmicas (em maiores detalhes na seção Simulação Ansys

Para a análise termo estrutural da placa, realizou-se uma simulação em regime permanente, no módulo Steady-State-Thermal do Ansys Mechanical, onde foi considerado o fluxo térmico gerado pelos componentes críticos (Ships SX1301 e SX1257) devido ao efeito joule, dissipando

a potência em energia térmica. A Tabela 8 apresenta a potência de operação dos elementos em condição crítica e limites de temperatura.

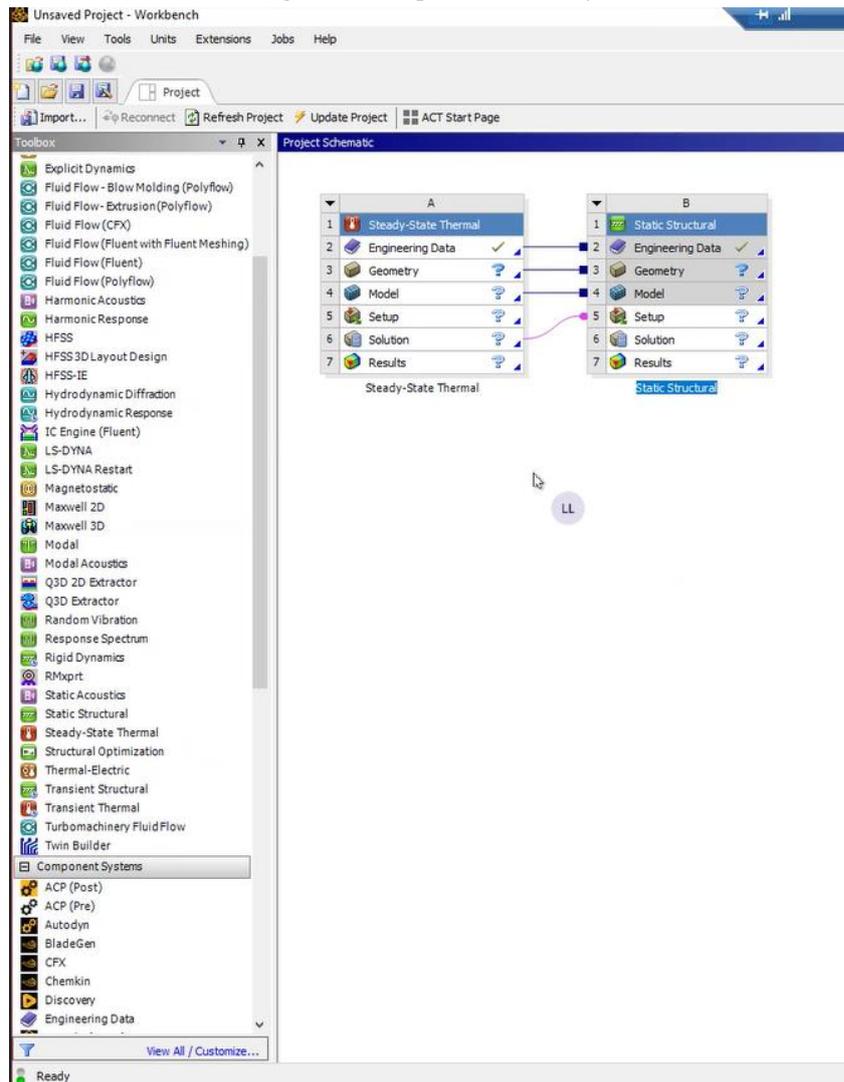
Tabela 8 Parâmetros considerados na simulação

Parâmetros	SX1301	SX1257
Temperatura máxima (°C)	115	85
Potência de operação (W)	0,33	2,7

Fonte: Autoria própria

O primeiro passo foi preparar o setup do ambiente, inserindo os blocos *Steady-state Thermal* e *Static Structural* como mostra a Figura 71 a seguir.

Figura 71 Setup ambiente Ansys

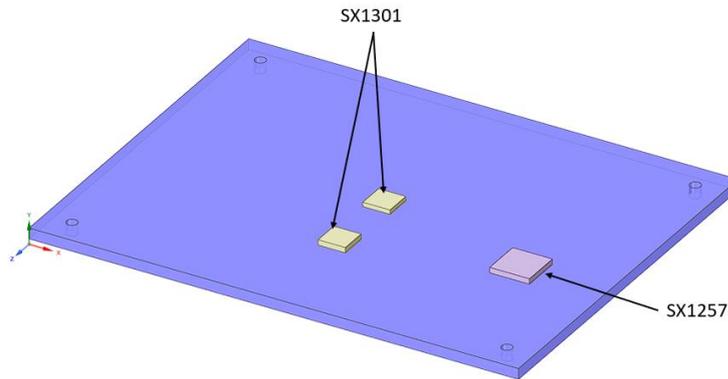


Fonte: Autoria própria

Vale ressaltar que devido a atmosfera rarefeita da termosfera, a convecção pode ser considerada nula, portanto, este mecanismo de transferência de calor foi excluído da análise, restando apenas a condução e radiação

Com relação à geometria, pode-se salientar que o domínio da simulação foi representado apenas pelos elementos que impactarão significativamente na análise, portanto será composta por 4 corpos (Figura L), sendo a placa e os *chips* SX1301 e SX1257.

Figura 72 Ilustração simplificada placa e seus chips



Fonte: Autoria própria

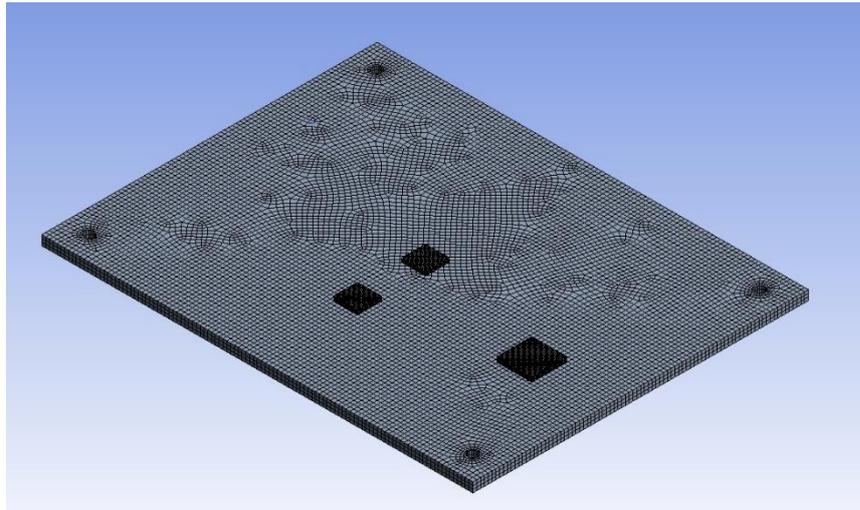
A respeito da malha para a discretização dos corpos, foi aplicado o método *MultiZone*, impondo a utilização de elementos hexaédricos. A Tabela 9 apresenta os parâmetros globais de qualidade da malha e características gerais considerados.

Tabela 9 Parâmetros globais da malha

Parâmetros	Valor
Número de elementos	21381
Número de nós	42103
Qualidade ortogonal mínima	0,58
Qualidade ortogonal média	0,99

Fonte: Autoria própria

Figura 73 Visualização da malha



Fonte: Autoria própria

Com base na tabela X, as condições de contorno são as temperaturas máximas de operação de cada *chip*, enquanto para a parte estrutural, foi imposto um suporte cilíndrico em cada furo. Abaixo consta as propriedades dos materiais empregados em cada componente, sendo utilizado o compósito FR4 na placa, ao passo que os *chips* SX1301 e SX1257 foram modelados em alumínio.

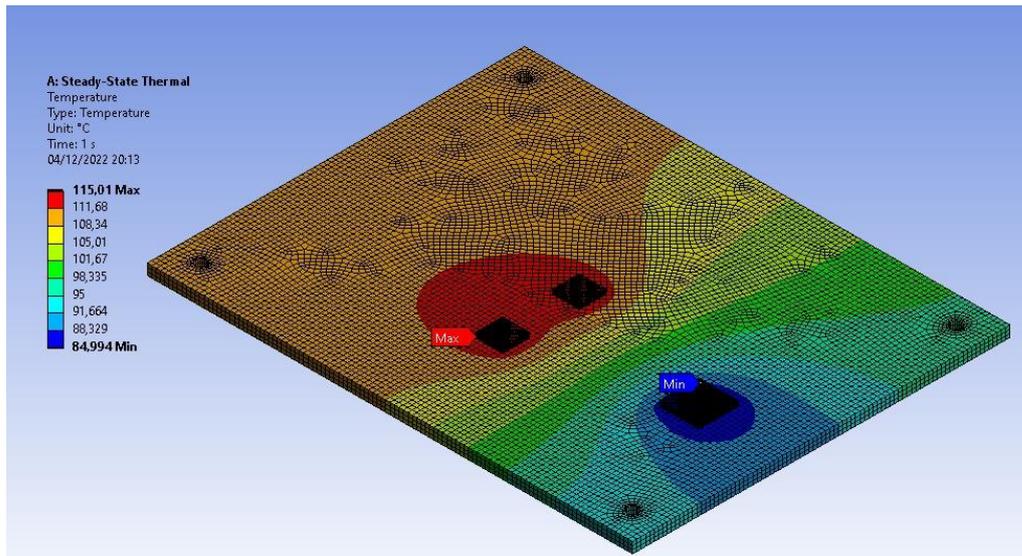
Tabela 10 Propriedades dos materiais considerados

Propriedades	FR4	Alumínio
Condutividade térmica (W/m°C)	0,38	114 (para 100 °C)
Coefficiente de expansão térmica (1/°C)	1,55e-5	2,50e-5
Massa específica (kg/m³)	1900	2770
Módulo de Young (GPa)	24,6	71,0
Tensão de escoamento (Mpa)	298	280

Fonte: Autoria própria

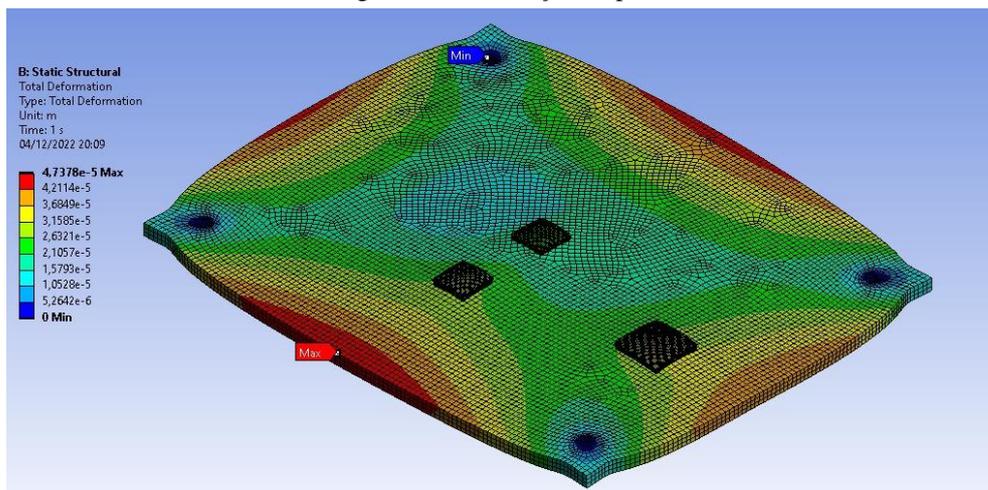
Para a simulação estrutural, foram utilizados como entrada os resultados de temperatura da simulação térmica, e adicionada a condição de contorno de suporte cilíndrico nos furos, representando o vínculo da fixação. Na Figura 74, está o resultado de distribuição de temperatura na placa, estando numa temperatura esperada e razoável para a condição de operação de temperatura do FR4, causando pequenas deformações conforme a Figura 75.

Figura 74 Distribuição de temperatura sobre a placa



Fonte: Autoria própria

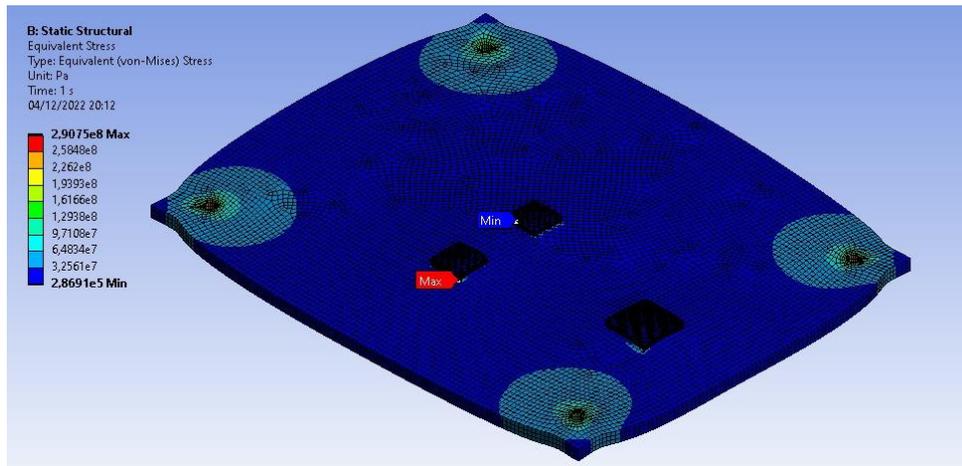
Figura 75 Deformação da placa



Fonte: Autoria própria

Observa-se um deslocamento máximo nas bordas de aproximadamente 0,047 mm, sendo um valor muito baixo e não prejudicial para o equipamento, enquanto a tensão máxima equivalente apresenta um valor de 290 Mpa, abaixo da tensão de escoamento do material.

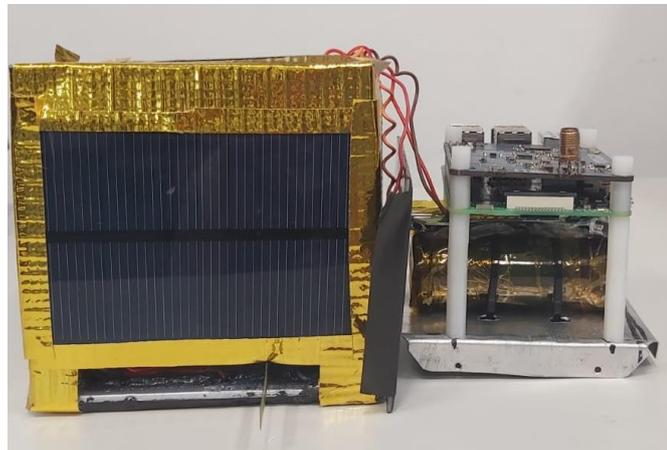
Figura 76 Deslocamento causado pelo furo



Fonte: Autoria própria

Por fim, considerou-se ainda a utilização de uma fita dourada refletiva muito utilizada tanto em missões aeroespaciais como em automobilística, por exemplo. A Figura 77 a seguir ilustra o CubeSat com a montagem de proteção térmica final

Figura 77 Fita refletiva



Fonte: Autoria própria

Resultados e discussão), o mesmo teve tempo de amadurecimento onde abriram-se possibilidades para que o satélite estivesse apto para lançamento em pouco tempo.

De maneira geral, os *Top-Level Requirements* do CubeSat estão relacionados com a rádio-comunicação, no qual deve ser capaz de receber os dados da coleira e retransmiti-los ao solo. Os detalhes deste requisito são mencionados na seção *Functional Requirements*, como recomendado na literatura seguida. A Tabela 2 a seguir ilustra de forma resumida os principais requisitos de projeto que devem ser levados em conta e que servirão de referência para as justificativas das seções seguintes.

Tabela 2 — Principais parâmetros de requisitos considerados

Vida útil CubeSat	1 a 3 anos
Vida útil Rádio-Coleira	+ 3anos
Dimensão Cubesat	1U (100 x 100 x 100 mm) (por norma)
Massa total Cubesat	< 1,33kg (por norma)
Massa total Rádio-Coleira	< 800g
Geração e armazenamento de energia CubeSat	Painéis solares e baterias
Geração e armazenamento de energia Rádio-Coleira	Tecido fotovoltaico e bateria
Payload CubeSat	Antena LoRa de transmissão
Payload Rádio-Coleira	GPS e antenas

O projeto OnçaSat manteve um calendário de projeto a ser cumprido desde 2021, quando o projeto deu início, uma vez que se trata de um tema de cunho aeroespacial é necessário manter tal organização. A Tabela 3 a seguir ilustra de forma detalhada a organização, os passos que foram seguidos e os eventos que foram realizados com este projeto desde 2021 até 2022, como forma de ilustrar seu desenvolvimento e amadurecimento.

Tabela 3 — Calendário do projeto

Atividade	Início	Fim	Aprendizado
Escolha do tema e estudo de propostas. Em paralelo inscrição na 1° competição: OBSAT	Março/21	Abril/21	Entendimento sobre as áreas aeroespacial e visibilidade das necessidades atuais relacionadas ao meio ambiente e as pessoas.
Início da documentação geral e entrega da 1° fase OBSAT.	Abril/21	Maior/21	Possibilidade de realizar um projeto para participar de competições e

			descobrir sua importância.
Organização do projeto em subsistemas: início do estudo em literaturas específicas. Inscrição na LASC, outra competição.	Junho/21	Agosto/21	Aprendizado de como deve-se organizar um projeto de cunho aeroespacial. A competição adicionava experiência ao projeto
Início da organização do projeto e seus requisitos de missão e a primeira documentação conceitual.	Agosto/21	Setembro/21	Começa a se ganhar maturidade de projeto e sabedoria para eventuais escolhas decisivas.
Início subdivisão oficial do projeto e entrega oficial LASC	Setembro/21	Outubro/21	Passou-se a ter noções básicas das necessidades de projeto, como Hardware e software, bem como qual seria a vertente mais explorada.
Início de pesquisas de mercado e testes para a escolha do módulo de GPS	Outubro/21	Novembro/21	Maior conhecimento sobre a área de estudo de geolocalização
Início do estudo para elaboração de SW (CubeSat e Coleira)	Novembro/21	Dezembro/21	-
Testes de EMI e EMC	Dezembro/21	Janeiro/22	Aprendizado sobre compatibilidade eletromagnética
Início estudos sobre antenas (cálculos e simulações)	Janeiro/22	Fevereiro/22	Em paralelo com as aulas de Técnicas de engenharia para altas frequências foi possível fazer este estudo e desenvolvimento com maior clareza.
2° Fase da OBSAT: criação do 1° protótipo mecânico	Fevereiro/22	Março/22	Com o auxílio da DET do CP do IMT, foi possível obter conhecimentos de

e encaixe para antena			mecânica e desenhos em SolidWorks.
Início do estudo e testes com BMS para o sistema de suprimento de energia	Março/22	Abril/22	Pesquisa de mercado e testes de bancada para a validação do sistema e escolha do melhor módulo.
Desenvolvimento de SW e HW	Abril/22	Maio/22	-
Montagem física coleira e testes de transmissão	Maio/22	Junho/22	-
Montagem física cubesat e testes de transmissão	Junho/22	Julho/22	-
Inscrição no Desafio Flex	Julho/22	Agosto/22	Aproveitamento dos cursos e módulos, para a agregação de conhecimento ao projeto.
Estudo do subsistema de controle térmico.	Agosto/22	Setembro/22	-
Preparações Eureka e viagem para a competição Desafio Flex	Setembro/22	Outubro/22	-
Realização Eureka e Testes finais de funcionamento	Outubro/22	Novembro/22	-
Preparações banca oficial	Novembro/22	Dezembro/22	-
Preparações para o Supertime OBSAT.	Dezembro/22	Janeiro/22	Não iniciado

3.1.4.2 *Functional Requirements*

Os *Functional Requirements* são os parâmetros técnicos e suas condições de contorno que em conjunto devem atender aos *Top Level Requirements*. Devem ser feitos de acordo com as capacidades técnicas, englobando restrições de custo e prazo.(GRIFFIN; FRENCH, 1949)

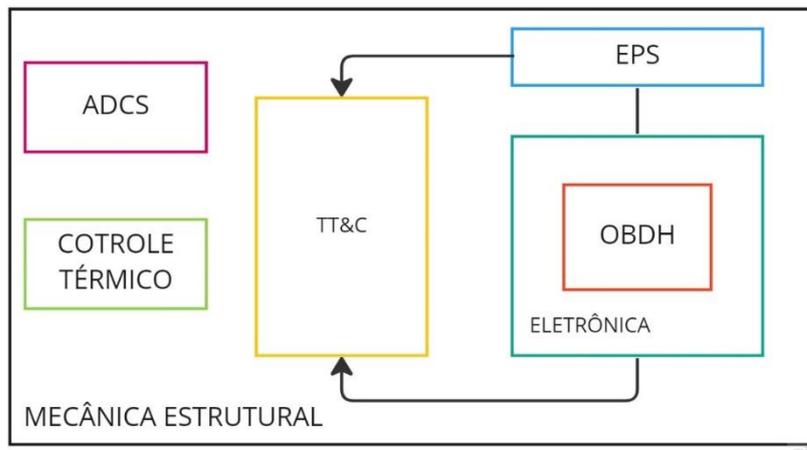
Os *Functional Requirements* considerados para este projeto foram parâmetros como potência disponível, o tipo da missão, características orbitais, orientação, métodos de redundância e

segurança. A potência considerada deve ser a mínima possível, uma vez que o sistema é pensado para gastar a menor quantidade possível de energia e ser compatível com a potência do LoRa.

3.1.4.3 FBD (*Function Block Diagram*)

Esta etapa tem como objetivo resumir o funcionamento do projeto em um diagrama de blocos simplificado e sintetizado, onde seja possível englobar todos os subsistemas e exibir as principais conexões e relações primordiais. A Figura 22 a seguir representa o diagrama de blocos do funcionamento do CubeSat, indicando as correlações entre cada subsistema. Pode-se observar que o sistema EPS, está conectado a todos os outros subsistemas que possuem um controle ativo, isto é, que necessitam de energia elétrica para funcionar. Outros subsistemas como Controle Térmico e ADCS, não necessitam de energia uma vez que para este projeto não são o foco principal.

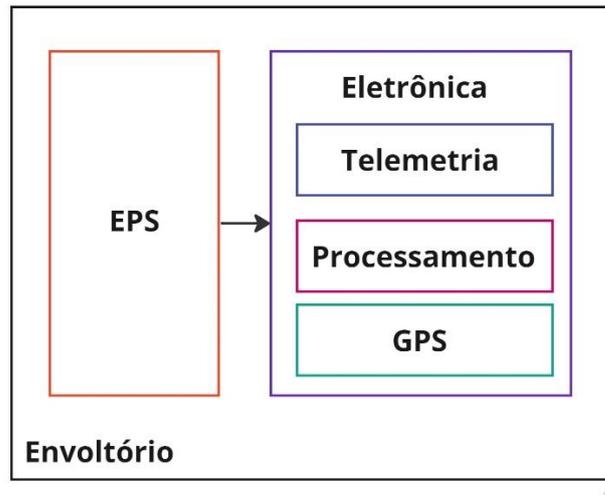
Figura 22 — Diagrama de Blocos CubeSat



Fonte: Autoria Própria

Já a Figura 23 ilustra o Diagrama de blocos da Rádio-Coleira, cujo funcionamento de forma simplificada mostra o subsistema EPS, como fornecimento de energia para toda a eletrônica embarcada, contendo seus principais componentes. O envoltório representa o material que preenche todo os dispositivos, bem como compõe a própria coleira.

Figura 23 — Diagrama de blocos Rádio-Coleira



Fonte: Autoria Própria

3.1.4.4 Análise dos *Tradeoffs*

As análises dos *tradeoffs* são a essência da missão. Uma combinação entre os requisitos da missão com desejos e capacidades, que quando levados em consideração desta forma, fazem a missão fluir de forma mais assertiva e com menor chance de resultados falhos. De forma geral são analisados fatores de um subsistema que podem influenciar sobre outros e prejudicar a missão, além de estabelecer limites e faixas de operação. Os principais *tradeoffs* considerados na literatura de referência são apresentados e detalhados nas seções a seguir.

3.1.4.4.1 *Tradeoffs* do Sistema de Energia

Os *tradeoffs* relacionados ao suprimento de energia, dizem respeito ao tipo de fonte de energia escolhido e ao tipo de armazenamento de energia. Devido ao fato de em boa parte das missões espaciais de sucesso terem usado, ao custo, à disponibilidade e à simplicidade, os conjuntos fotovoltaicos são os mais atrativos na escolha da fonte de energia. Com este projeto, não foi diferente, levando em conta o baixo consumo de energia. Contudo, alguns parâmetros como distância e vida útil da missão devem ser levados em conta.

3.1.4.4.2 *Tradeoffs* do Sistema de comunicação

Os *tradeoffs* de comunicação estão relacionados com a quantidade de informação que será transmitida, a distância que essa transmissão deverá percorrer, o intervalo de tempo da mesma

e a BER máxima pré-estabelecida. Isto está diretamente relacionado ao tipo de antena escolhida para tal, seu ganho e potência máxima requerida para o *broadcast*. Com qualquer antena, um fato comum que pode acontecer e deve ser levado em conta é o ganho. Se for muito alto, esta apresentará lóbulos menores e, portanto, deverá feita com melhor acurácia e apontamento.

Maiores potências de broadcast requerem antenas menores, mas terá naturalmente maior exigência do subsistema de energia, aumentando massa e maior quantidade de painéis solares, por exemplo. Como um dos requisitos é uma potência de transmissão baixa e compatível com a potência do LoRa, este não deve ser considerado uma preocupação.

Por fim, as últimas considerações foram as bandas de operação e as limitações de hardware e software para tal transmissão.

3.2 PROJETO PRELIMINAR

É nesta seção onde os detalhes técnicos da missão são abordados mais clara e detalhadamente, sendo eles organizados nos três tópicos citados anteriormente: Segmento solo, falando a respeito do que foi desenvolvido especificamente direcionado para o ambiente terrestre, neste caso a Rádio-Coleira e estação-base. O Segmento lançador diz respeito ao veículo lançador responsável por colocar o satélite em órbita, no caso os foguetes. Como não houve o desenvolvimento de projeto de foguetes esta seção não é abordada. Por fim, o Segmento satélite, descrevendo detalhadamente todo o desenvolvimento de cada subsistema do CubeSat, com ênfase do subsistema de TT&C.

3.2.1 SEGMENTO SOLO

Abaixo são descritos os detalhes operacionais tanto da Rádio-Coleira quanto do Gateway usados em solo.

3.2.1.1 Detalhes Operacionais da Rádio-Coleira

O desenvolvimento da Rádio-Coleira partiu do exemplo das outras que já existem no mercado e foi adaptada para garantir que todos os requisitos fossem cumpridos. A Instituição Onçafari doou uma coleira que estava inutilizada para que fosse possível estudar os materiais e incorporar o novo sistema. De maneira a tornar a organização do projeto mais eficiente, o mesmo foi

setorizado nos subsistemas Eletrônica, Rádio-Comunicação, Suprimento de energia e Material envoltório, descritos e detalhados nas seções a seguir. De forma geral, a Rádio-Coleira é capaz de receber sinais de GPS através de um módulo específico, e ao localizar a posição, enviar um sinal de rádio contendo estes dados ao CubeSat. As seções a seguir demonstram a forma com que isso é feito.

3.2.1.1.1 Eletrônica

O projeto eletrônico da Rádio-Coleira consiste na incorporação de uma placa LoRa já desenvolvido previamente pela Divisão de Eletrônica e Telecomunicação do IMT junto à um módulo de GPS de baixo custo. A placa de processamento e rádio Mauá em questão utiliza um módulo LoRa RN2903 e um processador PIC24. Esta placa é homologada ANATEL e apresenta um consumo de $5\mu\text{A}$ em modo DEEP SLEEP. Isto significa que o Software embarcado na placa foi feito de forma a permanecer “dormindo”, quando não há necessidade e de transmissão. Ao entrar em funcionamento, o módulo consome por volta de 14 mA e ao transmitir consome por volta de 100 mA. Isso faz com que a vida útil da bateria aumente, não havendo a necessidade de consumo frequente e conseqüentemente aumentando a vida útil da Rádio-Coleira. (“Smart Campus Mauá”, 2018)

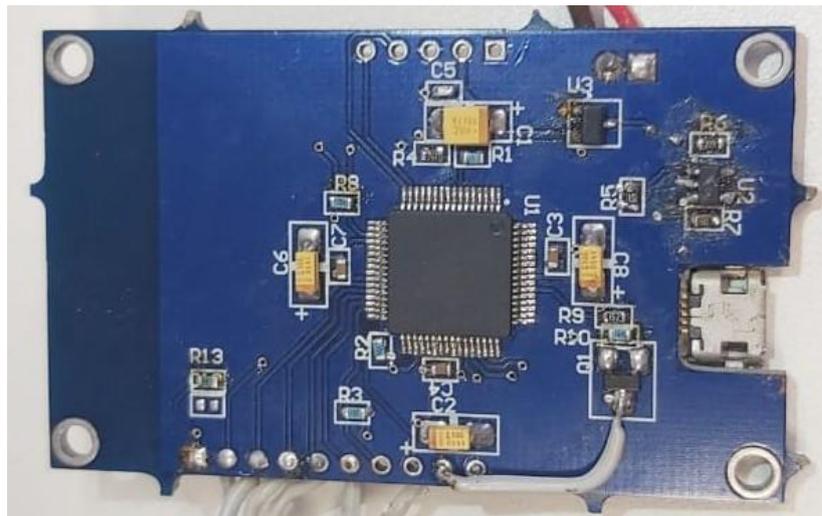
A Figura 24 — Placa LoRa Mauá e Figura 25 a seguir mostram a placa LoRa Mauá desenvolvida pelo Centro de Pesquisas do IMT, na vista *top* e na vista *bottom* respectivamente.

Figura 24 — Placa LoRa Mauá vista top



Fonte: Autoria Própria

Figura 25 — Placa LoRa Mauá vista bottom



Fonte: Autoria Própria

Alguns parâmetros operacionais importantes do módulo RN2903 LoRa que devem ser levados em conta para o projeto são apresentados na Tabela 4 e na Figura 26 a seguir.

Tabela 4 Parâmetros técnicos relevantes módulo RN2903

Parâmetro	Valor
Tensão de operação	2,1V – 3,6V (3,3V tipicamente)
Temperatura de Operação	-40°C – 85°C
Banda de operação	915MHz
Cobertura em área urbana e em área rural	5km e 15km (respectivamente)
Sensibilidade Receptor	-164dBm

Fonte: Microchip

Figura 26 Consumo de corrente módulo RN2903 em diversas situações

TABLE 2-3: CURRENT CONSUMPTION

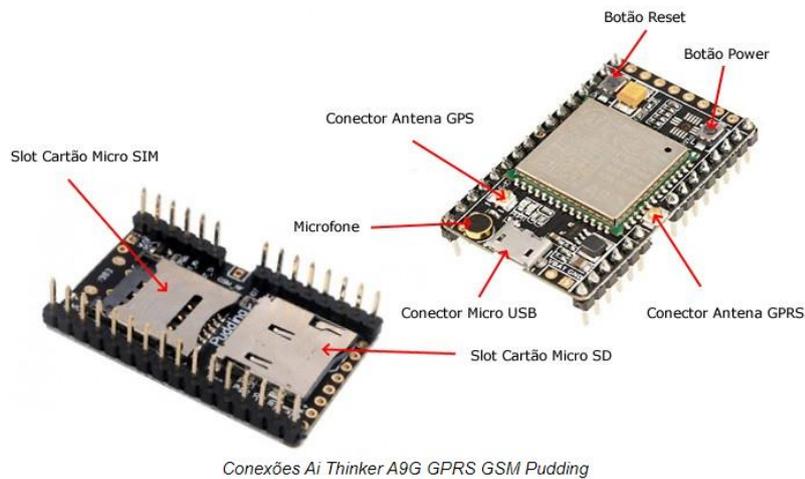
Mode	Temperature (°C)	Typical Current (mA)		
		VDD = 2.1V	VDD = 3.3V	VDD = 3.6V
Idle	-40 to +85	1.8	2.8	3.1
Transmit	-40 to +85	105	121	122
Deep Sleep	-40	0.0009	0.0010	0.0012
	25	0.0011	0.0013	0.0014
	85	0.0026	0.0032	0.0036
Receive	-40 to +85	12.71	14.38	14.74

Fonte: Microchip

Vale notar a corrente típica do LoRa em modo *deep sleep*, sendo extremamente baixo independente da tensão de operação.

Por fim, foi adicionado um módulo GPS A9G de baixo custo, da fabricante chinesa AI Thinker, como mostra a Figura 27. O módulo A9G é uma placa de desenvolvimento para aplicações IoT, para projetos remotos que necessitem de sinal GPRS e de atualização de informações em tempo real através de geolocalização por satélite GSM (pelo sistema americano GPS). A Figura a seguir ilustra brevemente como a placa é, seus principais componentes e conexões.

Figura 27 — Visão geral placa A9G e suas principais conexões



Fonte: UsinaInfo

A placa de desenvolvimento A9G conta com um módulo QUAD-BAND GSM/GPRS+GPRS/GPS junto a antenas de GPS e GPRS. Alguns dos principais parâmetros de funcionamento e características podem ser vistos na Tabela 5a seguir.

Tabela 5 — Principais características do módulo A9G

Característica	Valor associado (Unidade)
Dimensões	19.2*18.8*2.7mm (± 0.2 mm)
Temperatura de trabalho	-20°C+70°C
Tensão de trabalho	3.8V – 4.2V (4V recomendado)
Tensão de boot	>3.8V
Interface micro USB	5V
Corrente média drenada (em <i>low power mode</i>)	<2mA (1,03mA – 1,14mA)
Suporte GSM/GPRS em 4 bandas	850, 900, 1800 e 1900 MHz
GPRS	Classe q0 (acesso à internet 3G) com uso de chip
Sensibilidade	<-105 dB

Nível lógico GPIOs	2.8V
Máximo <i>Data Rate</i> para <i>Upload</i> e <i>Download</i>	85.6Kbps (<i>Download</i>) e 42.8Kbps (<i>Upload</i>)
Suporte	Comando AT, TCP/IP <i>command ports</i> , áudio digital, áudio analógico, HR, FR, EFR, AMR <i>voice coding</i> e etc.

Fonte: AI Thinker

A grande vantagem de uso deste módulo é o baixíssimo consumo de energia quando comparado à demais módulos como Adafruit e SIM8001, testados previamente antes da decisão final. A Tabela 6 a seguir ilustra os gastos de corrente em várias situações de acordo com o manual do módulo.

Tabela 6 — Consumo de energia de acordo com o manual do módulo

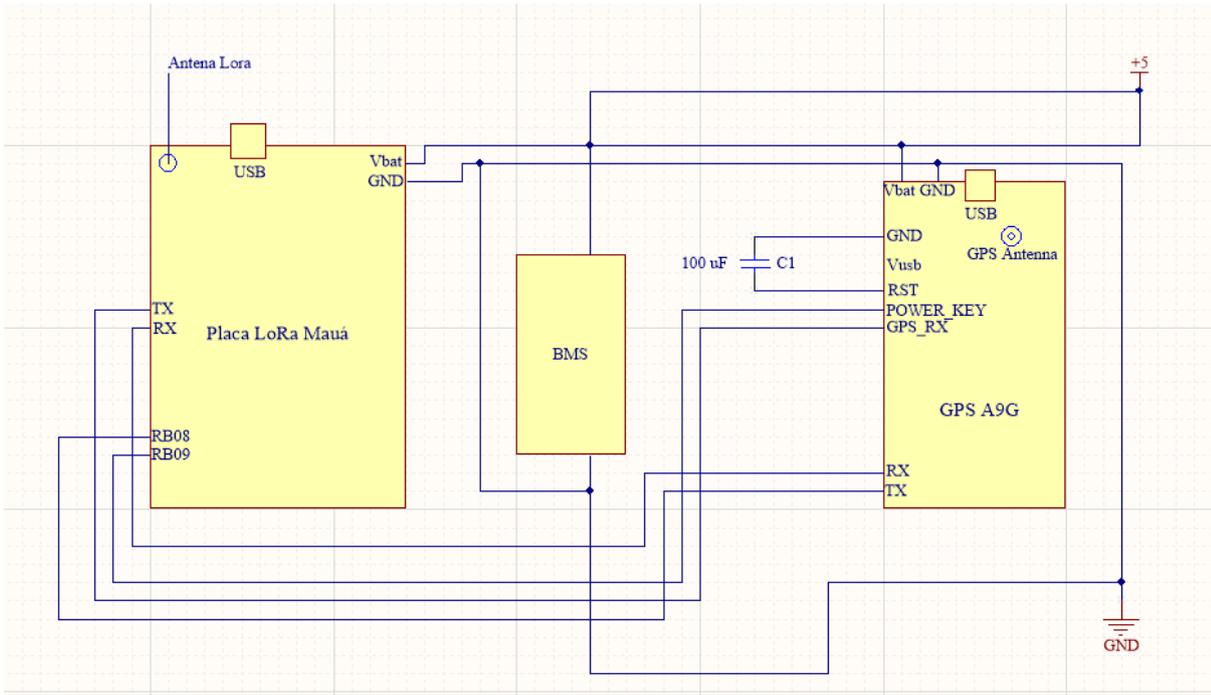
ESTADO	Média		Pico de Pulso	Unidade
	Básica	Valor médio		
Estado padrão após a inicialização	8.8	9.16	58.8	mA
Comunicação GPRS	56	-	213	mA
Fazer uma chamada (não conectado)	72	150	600	mA
fazer uma chamada (conectado)	72	139	548	mA
Atender a chamada de Xin (não conectado)	63	149	600	mA
Atender a chamada (conectado)	63	114	420	mA
Enviar e receber mensagens de texto	65	-	544	mA
Ativar a corrente impulsionada por GPS	39	43	46	mA
Ligue a corrente aumentada por GPS + BDS	44	48	51	mA
modo de baixo consumo	-	1.46	-	mA
desligar	-	216	-	uA
pico de corrente	-	1.6	2	A

Fonte: AI Thinker

Algumas observações podem ser feitas a respeito de algumas nomenclaturas usadas na Tabela 6. O valor médio de base representa o valor médio de consumo de energia de base normal neste estado. O valor de pico de pulso representa o valor de pico atual do pulso instantâneo neste estado. O valor médio representa a corrente média da base integrada e do pulso durante um longo período de tempo (- significa que a média integrada não pode ser determinada devido à não periodicidade do pulso. A condição de teste é alimentada por fonte de alimentação de 4,2 V DC. A condição de pico de corrente é o intervalo de tempo máximo de transmissão do GSM850/GSM900.

É possível ver na Figura 28 o esquemático elétrico da Rádio-Coleira feito em Altium indicando todas as conexões entre o módulo A9G e a placa LoRa Mauá, junto ao BMS utilizado. A fonte de +5V representa a bateria utilizada.

Figura 28 — Esquemático elétrico da Rádio-Coleira

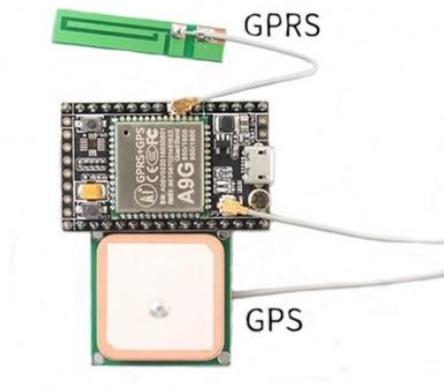


Fonte: Autoria Própria

3.2.1.1.2 Rádio-Comunicação

A rádio-comunicação da coleira pode ser definida como a maneira com que os dados coletados de GPS serão enviados ao satélite em órbita. Para que isso seja possível são necessárias antenas que faça tanto a captação do sinal GPS quanto a transmissão ao satélite através do módulo RF LoRa. O módulo A9G contém duas antenas consigo, sendo uma delas a usada para fazer a captação do sinal de GPS através de outros satélites e outra para estabelecer a conexão GPRS. As antenas e suas respectivas conexões podem ser verificadas na Figura 29 a seguir.

Figura 29 — Módulo A9G com antenas GPS e GPRS



Fonte: ?

Já para realizar a transmissão para o CubeSat através da placa LoRa Mauá é necessária uma antena específica que envie sinais de rádio na frequência específica do LoRa, sendo esta 915MHz. O projeto da antena foi desenvolvido após inúmeras pesquisas em bibliografias recomendadas e projetos usados como referência na área. Normalmente, muitas das fabricantes utilizam antenas internas ou externas direcionais, como Yagi e monopólos sendo estas classificadas como antenas direcionais. Há ainda a categoria das antenas omnidirecionais, podendo ter várias geometrias. Para este projeto será usada uma antena omnidirecional do tipo dipolo aberto. Inicialmente, consideramos a frequência de operação do projeto. Por estar sendo utilizado o módulo LoRa de radiofrequência (Banda-S), cuja faixa é aberta e livre (ISM), a frequência de operação é de 915 MHz. O cálculo do comprimento do dipolo foi feito da seguinte forma:

Sabendo que a frequência de operação é de 915 MHz e a velocidade da luz no vácuo é de $3 \cdot 10^8$ m/s, podemos calcular o comprimento de onda do dipolo (λ) através da equação fundamental:

$$\lambda = c/fop = \frac{3 \cdot 10^8}{915 \cdot 10^6} \approx 0,328 \text{ m} \quad (1)$$

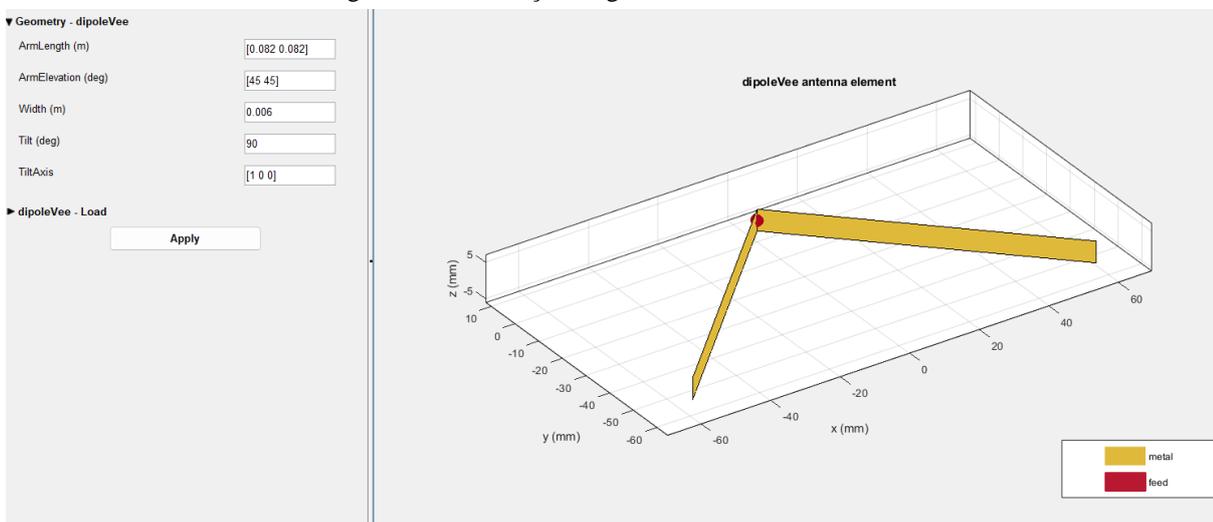
Contudo cada lado do dipolo deve conter um comprimento de $\lambda/4$. Fazendo esta divisão, teremos, portanto, aproximadamente 8,2 cm de comprimento de cada lado da antena. Deve-se

levar em conta o cabo coaxial utilizado para fazer as ligações da mesma. Foi utilizado o RGC-58 e com isso calculamos o comprimento que este cabo deve ter, considerando junto o fator de encurtamento associado ao mesmo. O fator de encurtamento deste cabo é de 0,8. Fazendo o seguinte cálculo, temos que o comprimento do cabo necessário é de:

$$d = 0,8 * 8,2 \approx 6,56 \text{ cm} \quad (2)$$

Tendo estes dados, é possível realizar a montagem de um protótipo para realização de testes, e então corrigir os eventuais erros. De forma completa foi feita uma simulação em Matlab para confirmar as características que uma antena deve ter, como diagrama de irradiação, parâmetros de espalhamento, entre outros. Vale ressaltar, que para efeitos de fixação, achou-se mais adequado escolher um modelo dipole -Vee, devido ao ângulo de fixação que a antena iria ficar na coleira. A Figura 30 mostra a geometria escolhida, com os tamanhos dos “braços” conforme o calculado, para a frequência escolhida, de 915MHz.

Figura 30— Ilustração da geometria da antena coleira

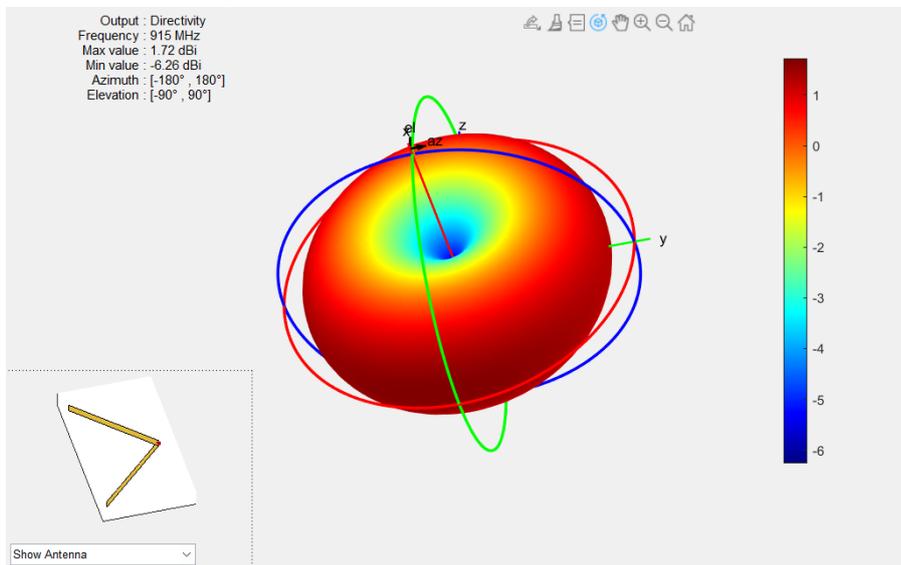


Fonte: Autoria própria

A seguir são mostradas as simulações obtidas para estas variáveis de entrada especificamente. Na Figura 31 pode-se ver que o padrão de irradiação é condizente com o esperado para antenas do tipo dipolo, uma vez que possuem esta geometria em formato de maçã. É possível notar a diretividade da antena apontando na direção do eixo y, isto é, a região circular em vermelho e a região onde há maior emissão de sinal. Isso torna-se uma vantagem, uma vez que esta região está localizada na ponta, onde os dois braços do dipolo se encontram. Fisicamente falando, esta

região se encontra na parte superior na coleira, acima do pescoço da onça, tornando uma região vantajosa para tal.

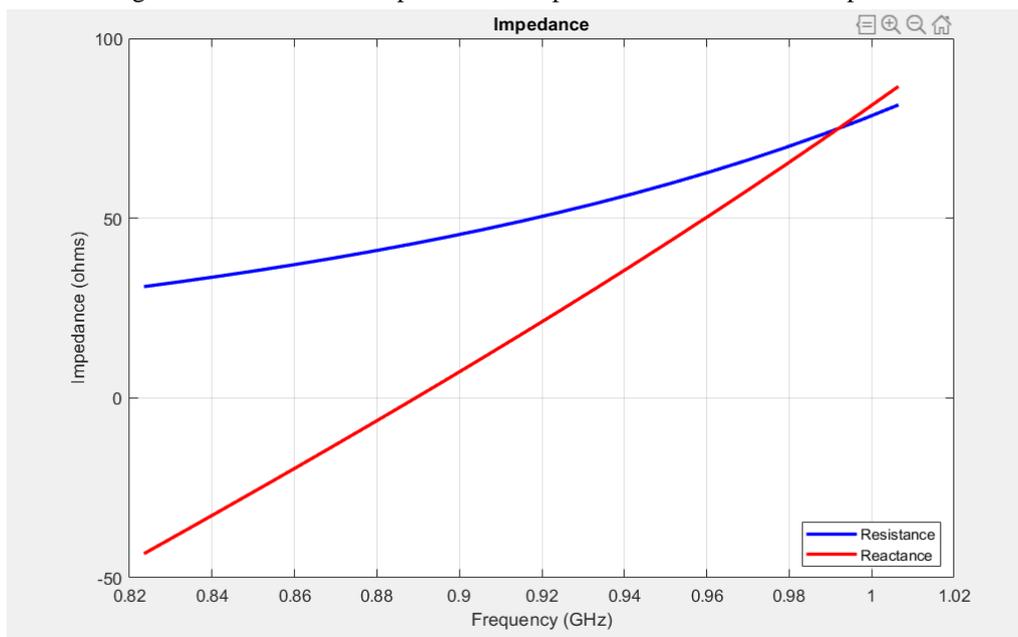
Figura 31— Padrão de irradiação tridimensional



Fonte: Autoria própria

A Figura 32 a seguir ilustra o gráfico de impedância da antena separando em parte resistiva e parte reativa. Nota-se que, para a frequência de operação, 915MHz, a resistência apresenta-se muito próxima a 50Ω , indicando um bom casamento da antena.

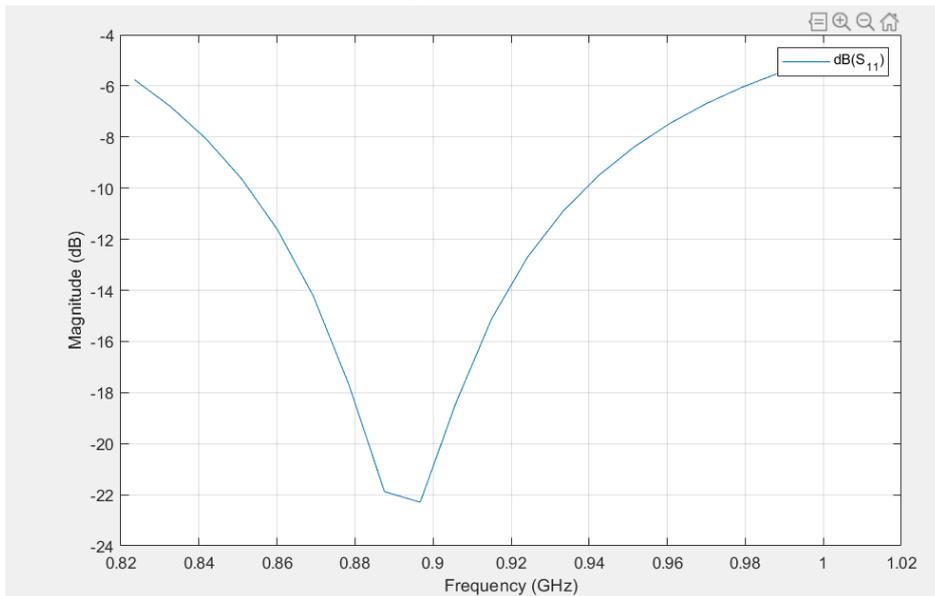
Figura 32 —Gráfico de Impedância com parte Reativa e Resistiva separadas



Fonte: Autoria própria

Já na Figura 33, é possível ver o que se chama parâmetros de espalhamento, do inglês *scattering parameters*. De forma simplificada, ele é capaz de ilustrar de houve algum tipo de reflexão do sinal entre as portas de entrada e saída do sinal. Neste caso, é possível ver que muito próximo a região da faixa que abrange a frequência de interesse, a magnitude de uma possível reflexão encontra-se abaixo dos -20dB, indicando a baixa reflexão do sinal.

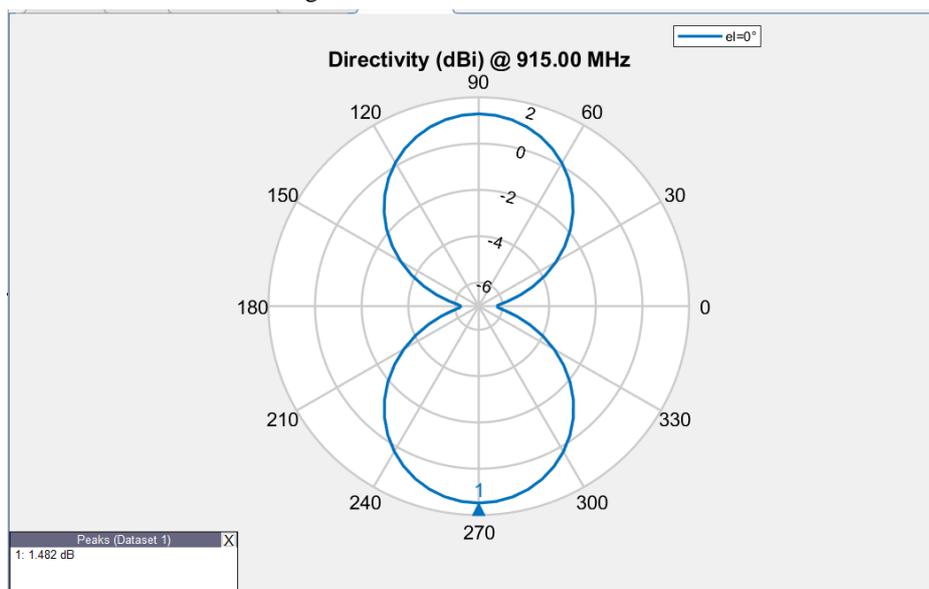
Figura 33 —S11



Fonte: Autoria própria

Por fim, a Figura 34 mostra a diretividade azimutal, isto é uma vista em “corte” da vista tridimensional, a fim de facilitar a visualização numérica dos picos na direção de máximo ganho, além de poder medir os ângulos steradianos.

Figura 34 —Diretividade - Azimute



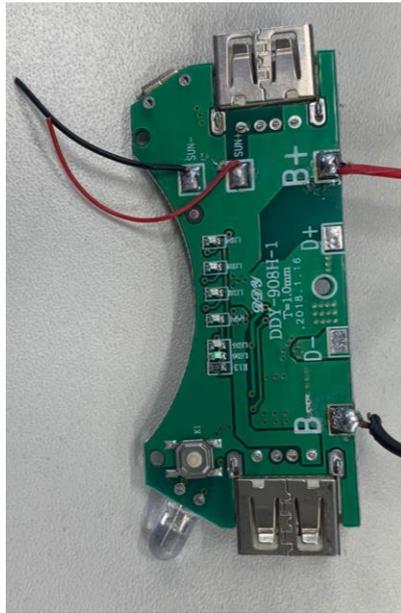
Fonte: Autoria própria

3.2.1.1.3 Suprimento de Energia

Levando em conta o baixo consumo de energia que o módulo LoRa junto ao A9G drenam, não foi necessária a introdução de uma bateria com alta tensão e alta capacidade de descarga. Além disso, como futura oportunidade de desenvolvimento e inclusão, é esperado que para este projeto seja utilizado um tecido fotovoltaico que envolva toda a coleira, gerando assim energia diariamente nos momentos de luz solar.

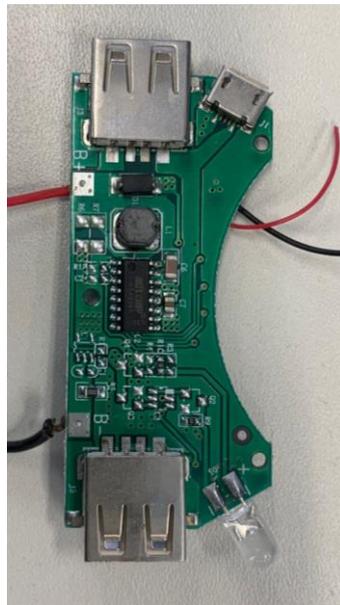
Para gerenciamento de energia da coleira, foi utilizado um módulo BMS DDY-908H1, retirado de um Power Bank comercial como mostra a Figura 35 e a Figura 36 a seguir. Este serve para distribuir a energia de forma mais otimizada conforme a necessidade, e redirecionando a energia para a placa LoRa Mauá e para o A9G respectivamente.

Figura 35— BMS Power Bank - vista bottom



Fonte: Autorial Própria

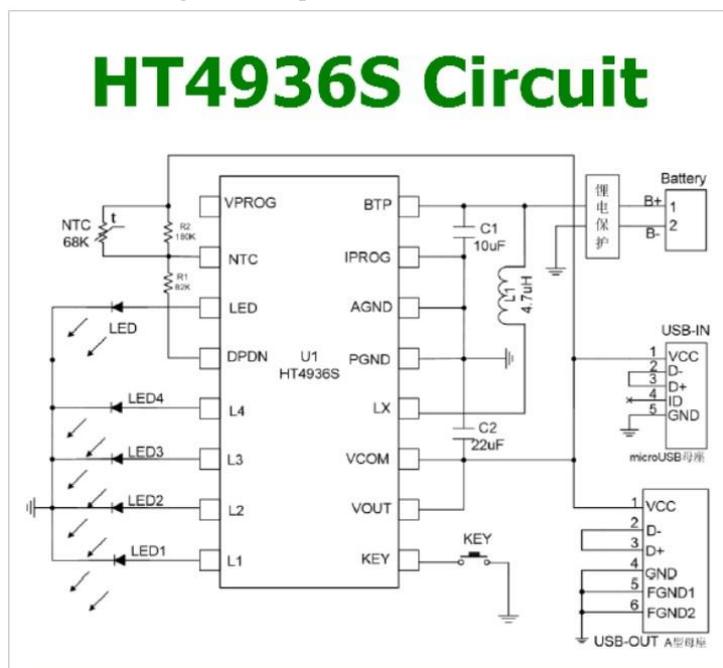
Figura 36 —BMS Power Bank - vista top



Fonte: Autorial Própria

O CI que faz o gerenciamento de energia presente neste módulo é o HT4936S da fabricante HOTCHIP, sendo este um chip monolítico de gerenciamento de energia móvel que usa compartilhamento avançado de porta de carga e descarga, e retificação síncrona de ótimo desempenho. O circuito deste módulo pode ser visto na Figura 37 a seguir.

Figura 37 Esquemático elétrico do BMS



Fonte: Pinout, 2022

Algumas características importantes que podem ser citadas sobre este CI que foram levadas em consideração neste projeto são:

- Modo de carregamento linear com máximo de 1 A integrado;
- Corrente de carregamento ajustável de forma externa;
- Corrente constante / Tensão constante em três estágios de carregamento;
- O aumento da temperatura reduz a corrente de carregamento;
- Pode ser usado como *step-up* usando o circuito de retificação síncrona;
- A maior eficiência, acima de 90%, possui baixo calor, com a saída fixa em 5,1V;
- Não há necessidade de configuração de resistência externa;
- *Boost* de corrente de saída 1A (BTP=3,6V);
- Na função de potência de saída constante, há proteção completa contra curto-circuito, e contra temperaturas elevadas de forma automática.

Para o armazenamento de energia foi escolhida uma bateria Li-po prismática de 3,7 V com capacidade de descarga de 1000 mAh como mostra a Figura 38. A escolha desta bateria considerou o fato de o LoRa ser de extremo baixo consumo, junto ao GPS também de baixo

consumo em conjunto com a possibilidade de utilizar o tecido fotovoltaico, como mencionado anteriormente.

Figura 38 Bateria Li-po recarregável

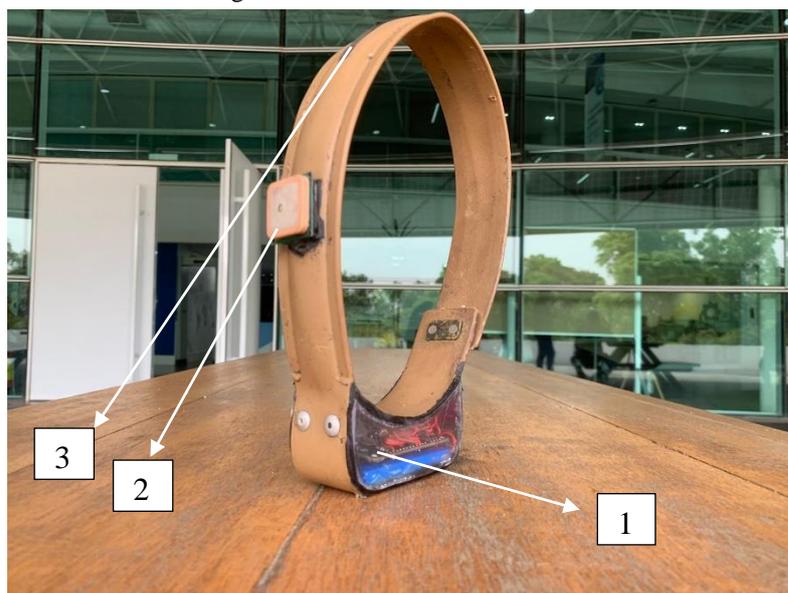


Fonte: Mercado Livre

3.2.1.1.4 Material Envoltório

O material que envolve a coleira, deve ser extremamente resistente uma vez que deve ser capaz não apenas proteger os componentes eletrônicos de umidade, água, vento, deposição de sujeiras entre outros, mas também deve proteger de mordidas, arranhões, entre outras interferências físicas que o mesmo pode sofrer. A princípio, a coleira doada pelo Instituto Onçafari à este projeto, é composta por um material sintético junto à Neoprene no colar. Já para a proteção da parte eletrônica, as quais envolviam a bateria e o módulo RF, eram feitas com um preenchimento em resina epóxi. O material do colar não foi alterado e sim reaproveitado para poder utilizar de suporte para a nova aparelhagem. A única modificação realizada foi a remoção do material eletrônico dentro da resina, para a alocação do novo material, conforma a Figura 39.

Figura 39 Rádio-Coleira modificada



Fonte: Autoria Própria

Em 1, é possível ver a área onde os componentes eletrônicos foram alocados, bem como toda a fiação. Em 2 está localizada a antena de GPS do módulo A9G. Já em 3, está localizada a antena dipolo de transmissão via LoRa. Vale ressaltar que todos os cabos coaxiais que conectam as antenas a placas passam por dentro do material sintético, estando devidamente aterrados.

3.2.2 DETALHES OPERACIONAIS GATEWAY

O *gateway* LoRa Mauá é

3.2.3 SEGMENTO SATÉLITE

O segmento satélite diz respeito a parte do projeto que será de fato lançada em órbita, isto é, o próprio CubeSat em si. Nas próximas subsequentes será apresentado todo o desenvolvimento de forma detalhada de casa subsistema do CubeSat.

3.2.3.1 Detalhes operacionais do Cubesat

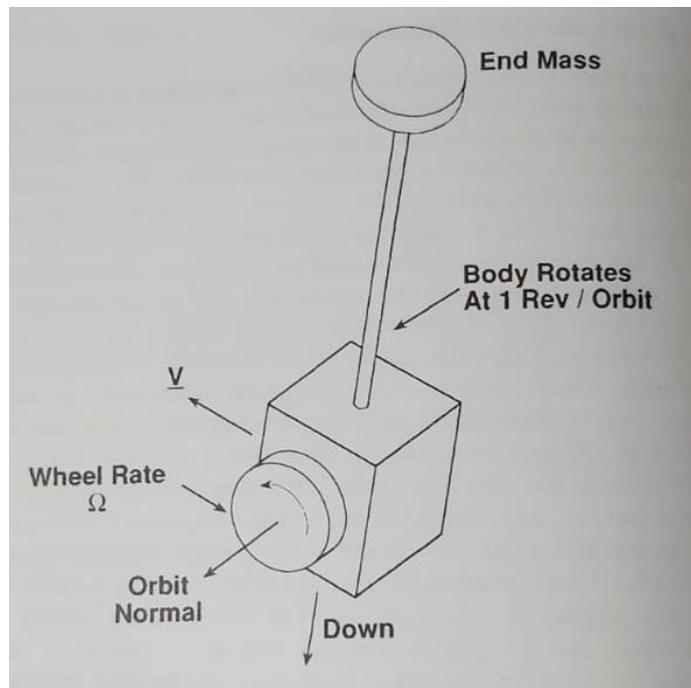
3.2.3.1.1 Subsistemas

A seguir são descritos todos os detalhes técnicos relevantes para a elaboração do projeto como um todos, desde cálculos necessários, até simulações de funcionamento.

ATTITUDE E CONTROLE

É o subsistema responsável pela orientação do satélite em órbita, ou seja, a atitude. A orientação é feita em relação a um eixo referencial adotado, como a própria Terra. Nesse satélite, a orientação será *Nadir-pointed*, isto é, esta apresenta visada direta para a Terra, que é onde estão os objetos de estudo. O método escolhido para realizar o controle de atitude neste projeto é o próprio Momento de Inércia do satélite que deverá fazer o auto alinhamento na orientação desejada. Este método foi escolhido uma vez que não exigiria desenvolvimento de controle adicional assim evitando gastos de energia. Além disso, como o foco do projeto é o desenvolvimento da radiocomunicação este sistema foi deixado em “aberto”. Há porém uma iniciativa de desenvolvimento futuro para este projeto que é a implementação do método de controle de atitude chamado “*Boom Stabilization*”, no qual é calculado o momento de Inércia do CubeSat e uma matriz de controle de atitude, e com tais dados é possível determinar a massa que será “pendurada”, de forma a agir como um pêndulo invertido, contrabalaneando os eventuais desvios e alterações de apontamento.

Figura 40 — *Boom Stabilization*



Fonte: Space Vehicle Design

ELETRÔNICA

A eletrônica embarcada do satélite foi estruturada a fim de fazer com que o CubeSat trabalhasse como um “replicador de sinais”. Este subsistema é composto por uma placa denominada “Gateway”, outra placa denominada “CubeSat” ambas de desenvolvimento da Divisão de Eletrônica e Telecomunicações do Centro de Pesquisas do IMT, para outros projetos de CubeSats. Em conjunto foi adicionado uma Raspberry CM3+ (*Computer Module*). As seções a seguir desenvolvem de maneira organizada os fatores levados em conta, bem como a montagem eletrônica final.

3.2.3.1.1.1 Placa CubeSat

A placa CubeSat, é aquela que estabelece a comunicação entre a placa “Gateway” e a Raspberry CM3+, visto que por ser uma *Computer Module*, esta não apresenta barramento de acesso, focada apenas para o processamento. Ambas podem ser visualizadas na Figura 41 a seguir. A comunicação entre ambas se dá via SPI. A placa Mauá, permite conexão USB, além de disponibilizar um barramento CAN.

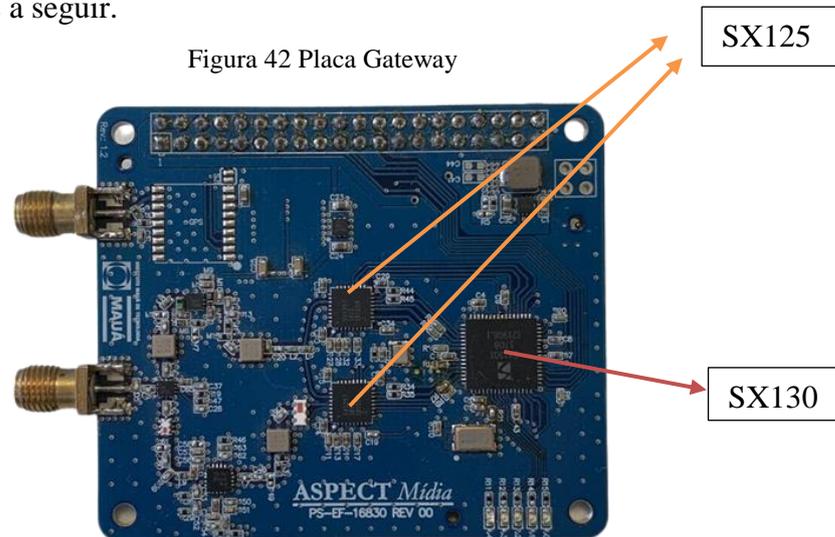
Figura 41 Placa CubeSat + CM3+



Fonte: Autoria Própria

3.2.3.1.1.1.2 Placa Gateway

A placa “Gateway” é aquela que apresenta uma conexão direta com a antena, cuja função é receber o sinal através de um cabo coaxial vindo da antena, e replicar o sinal pelo mesmo lugar. Esta é composta por dois chips principais da fabricante Semtech, o SX1257 e o SX1301, como mostra a Figura 42 a seguir.



Fonte: Autoria Própria

O *chip* SX1301 é um dispositivo de processamento de sinal digital projetado especificamente para oferecer recursos de gateway inovadores nas bandas ISM em todo o mundo, integrando consigo um concentrador LoRa, voltado para aplicações como monitoramento, *smart metering*, e IoT.

Já o *chip* SX1257 é um *front-end* de RF altamente integrado para transceptor de modo Multi-PHY (*physics*) modulador e demodular digital de I e Q (fase e quadratura), sendo capaz de suportar vários tipos de modulação. Basicamente, o funcionamento destes *chips* ocorre da seguinte forma: Os *chips* SX1257 atuam como moduladores de sinal, preparando-o para enviar ao *chip* SX1301, considerado o “master”, controlando os moduladores e agindo como o concentrador de sinal LoRa que irá efetivamente enviar o sinal. (CORPORATION, 2018)

Alguns parâmetros importantes que devem ser citados com relação a ambos ao *chip* SX1301 são apresentados na Figura 43 e Figura 44 a seguir.

Figura 43 Especificações elétricas do chip SX1301

Parameter	Symbol	Conditions	Min	Typ	Max	Unit
Current Consumption						
Current in idle mode	$I_{VDDCORE,IDLE}$	1.8V supply current in Idle mode ¹		120	5000	uA
	$I_{VDDIO,IDLE}$	3.3V supply current in idle mode		1	2	uA
Current in medium active	$I_{VDDCORE,MED}$	1.8V supply current with 4 active paths		330	550	mA
	$I_{VDDIO,MED}$	3.3V supply current with 4 active paths – no load		5	10	mA
Current in full active	$I_{VDDCORE,FULL}$	1.8V supply current with 8 active paths		550	750	mA
	$I_{VDDIO,FULL}$	3.3V supply current with 8 active paths – no load		5	10	mA
IO Pins levels						
Logic low input threshold	VIL	"0" logic input	0.4			V
Logic high input threshold	VIH	"1" logic input			$V_{DDIO} - 0.4$	V
Logic low output level	VOL	"0" logic output, 2 mA sink	VSS		$VSS + 0.4$	V
Logic high output level	VOH	"1" logic output, 2 mA source	$V_{DDIO} - 0.4$		V_{DDIO}	V

Fonte: Semtech

Vale notar que, o consumo de corrente deste *chip* é extremamente baixo, mesmo quando operando em modo *full active*.

Figura 44 Condições de Operação

Parameter [†]	Symbol	Conditions	Min	Typ	Max	Unit
Digital IO supply	V_{DDIO}	Operating Conditions for Electrical Specification	3.0		3.6	V
Digital core supply	V_{DDCORE}	Operating Conditions for Electrical Specification	1.75		1.85	V
Ambient operating temperature	T_A	With chip paddle soldered to PCB ground plan with minimum 100 cm ² air exposed area and heat sink	-40		85	°C

Table 4: Operating Conditions for Electrical Specifications

Fonte: Semtech

Já sobre o *chip* SX1257 os parâmetros elétricos a serem considerados relevantes para o desenvolvimento do projeto são:

- $V_{bat} = V_{bat_io} = 3,3$ V
- Temperatura = 25°C
- $F_{rf} = 915$ MHz
- Output power = -5dBm

A Figura 45 e a Figura 46 mostram o consumo de energia e a faixa de operação do *chip* SX1257 respectivamente. Vale notar que em modo de transmissão é necessário apenas 85 mA no máximo.

Figura 45 Consumo de energia do *chip* SX1257

Table 2-3: Power Consumption Specifications

Symbol	Description	Conditions	Min	Typ	Max	Unit
IDDSL	Supply current in sleep mode		-	0.5	1	μA
IDDST	Supply current in standby mode	Crystal oscillator enabled	-	1.15	1.5	mA
IDDRX	Supply current in receive mode	-		20	25	mA
IDDTX	Supply current in transmit mode	RFOutput Power = -5 dBm	-	58	85	mA

Fonte: Semtech

Figura 46 Faixa de operação do *chip* SX1257

Table 2-2: Operating Range

Symbol	Description	Min	Typ	Max	Unit
VDDop	Supply voltage	2.7	-	3.6	V
Top	Temperature under bias	-40	-	85	°C
Clop	Load capacitance on digital ports	-	-	25	pF
ML	RF Input power	-	-	0	dBm

Fonte: Semtech

3.2.3.1.1.3 Raspberry CM3+

A Raspberry CM3+, assim como outros modelos de placas (Raspberry Pi3 B+ e A+), possui um processador Broadcom BCM2837B0, cujo foco está voltado para aplicações industriais, com maior capacidade de processamento, memórias RAM e Flash. A Figura 41 ilustra a vista superior da placa.

Figura 47 Raspberry CM3+



Fonte: Embarcados, 2018

Alguns parâmetros técnicos considerados relevantes podem ser visualizados na Figura 48 e na Figura 49 a seguir. Vale notar que é necessária uma tensão mínima de Vbat de 2,5 V.

Figura 48 Faixa de operação fonte de energia

Supply	Description	Minimum	Typical	Maximum	Unit
VBAT	Core SMPS Supply	2.5	-	5.0 + 5%	V
3V3	3V3 Supply Voltage	3.3 - 5%	3.3	3.3 + 5%	V
1V8	1V8 Supply Voltage	1.8 - 5%	1.8	1.8 + 5%	V
VDAC	TV DAC Supply ^a	2.5 - 5%	2.8	3.3 + 5%	V
GPIO0-27_VDD	GPIO0-27 I/O Supply Voltage	1.8 - 5%	-	3.3 + 5%	V
GPIO28-45_VDD	GPIO28-45 I/O Supply Voltage	1.8 - 5%	-	3.3 + 5%	V
SDX_VDD	Primary SD/eMMC Supply Voltage	1.8 - 5%	-	3.3 + 5%	V

^a Requires a clean 2.5-2.8V supply if TV DAC is used, else connect to 3V3

Table 7: Power Supply Operating Ranges

Fonte: Raspberry (www.datasheets.raspberrypi.com/cm/cm3-plus-datasheet.pdf)

Figura 49 Características em DC

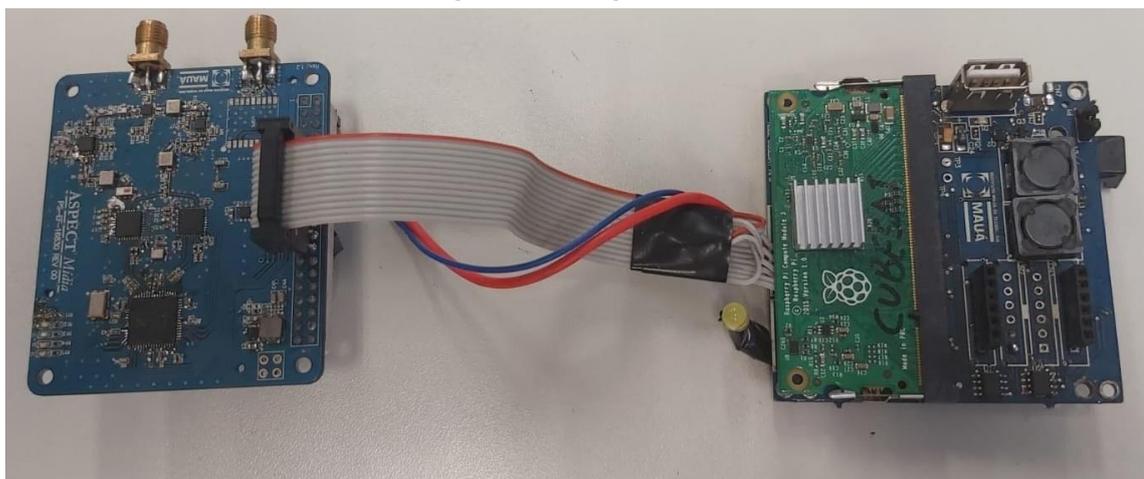
Symbol	Parameter	Conditions	Minimum	Typical	Maximum	Unit
V_{IL}	Input low voltage ^a	VDD_IO = 1.8V	-	-	0.6	V
		VDD_IO = 2.7V	-	-	0.8	V
		VDD_IO = 3.3V	-	-	0.9	V
V_{IH}	Input high voltage ^a	VDD_IO = 1.8V	1.0	-	-	V
		VDD_IO = 2.7V	1.3	-	-	V
		VDD_IO = 3.3V	1.6	-	-	V
I_{IL}	Input leakage current	TA = +85°C	-	-	5	μA
C_{IN}	Input capacitance	-	-	5	-	pF
V_{OL}	Output low voltage ^b	VDD_IO = 1.8V, IOL = -2mA	-	-	0.2	V
		VDD_IO = 2.7V, IOL = -2mA	-	-	0.15	V
		VDD_IO = 3.3V, IOL = -2mA	-	-	0.14	V
V_{OH}	Output high voltage ^b	VDD_IO = 1.8V, IOH = 2mA	1.6	-	-	V
		VDD_IO = 2.7V, IOH = 2mA	2.5	-	-	V
		VDD_IO = 3.3V, IOH = 2mA	3.0	-	-	V
I_{OL}	Output low current ^c	VDD_IO = 1.8V, VO = 0.4V	12	-	-	mA
		VDD_IO = 2.7V, VO = 0.4V	17	-	-	mA
		VDD_IO = 3.3V, VO = 0.4V	18	-	-	mA
I_{OH}	Output high current ^c	VDD_IO = 1.8V, VO = 1.4V	10	-	-	mA
		VDD_IO = 2.7V, VO = 2.3V	16	-	-	mA
		VDD_IO = 3.3V, VO = 2.3V	17	-	-	mA
R_{PU}	Pullup resistor	-	50	-	65	kΩ
R_{PD}	Pulldown resistor	-	50	-	65	kΩ

Fonte: Raspberry (www.datasheets.raspberrypi.com/cm/cm3-plus-datasheet.pdf)

3.2.3.1.1.1.4 Montagem oficial

A montagem oficial da eletrônica do CubeSat pode ser vista na Figura 50 seguir, ilustrando o cabo *flat* intermediando a conexão feita entre a placa “Gateway” e a Raspberry CM3+ através da placa “CubeSat”. Apesar de esta ser a montagem oficial do circuito, este não foi implementado por motivos de tamanho e de pouca facilidade no momento da realização de testes. Por este motivo foi utilizada a configuração apresentada na seção Montagem Funcional a seguir.

Figura 50 Montagem oficial



Fonte: Autoria Própria

3.2.3.1.1.1.5 Montagem Funcional

A montagem funcional é aquela que foi testada e obteve sua comunicação validada e testada. A diferença desta configuração para a anterior é o fato de estar utilizando uma Raspberry Pi 3 modelo B+, como na Figura 51, em conjunto com a placa “Gateway”

Figura 51 Placa Raspberry 3 B+



Fonte: Autoria Própria

Figura 52 Ilustração conexão vista lateral

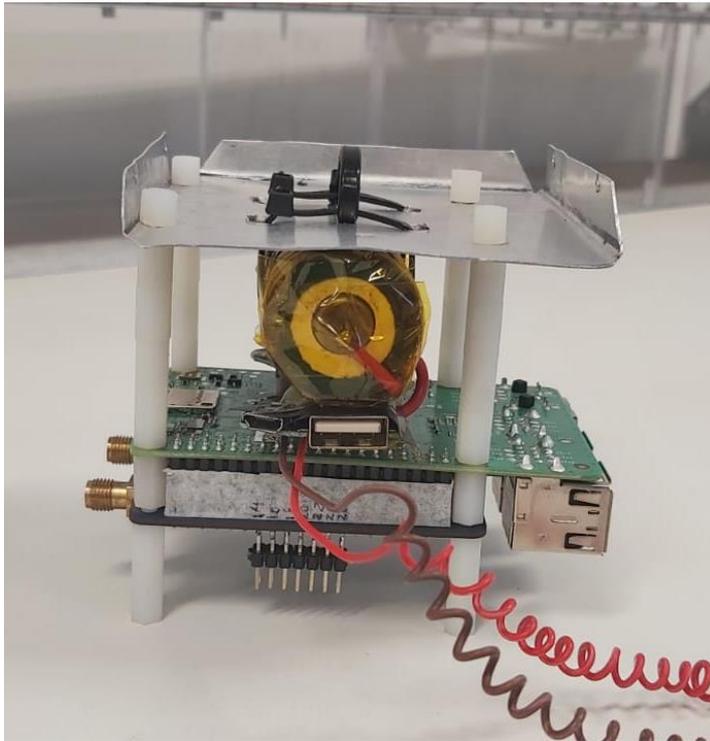
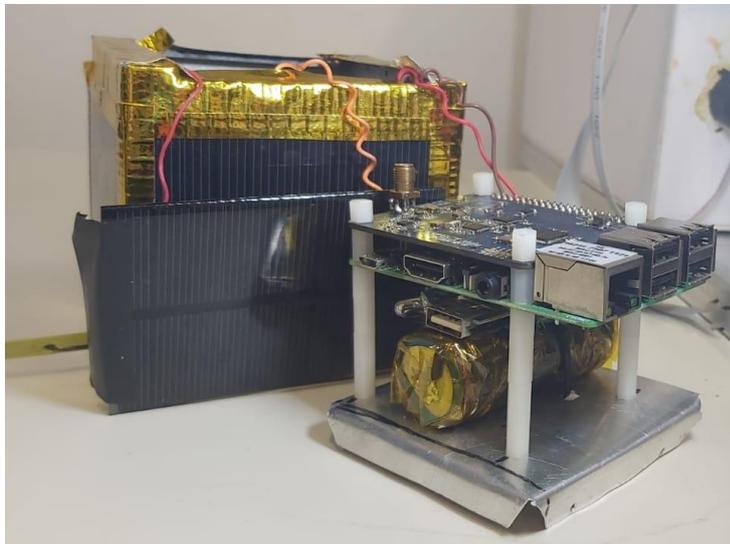
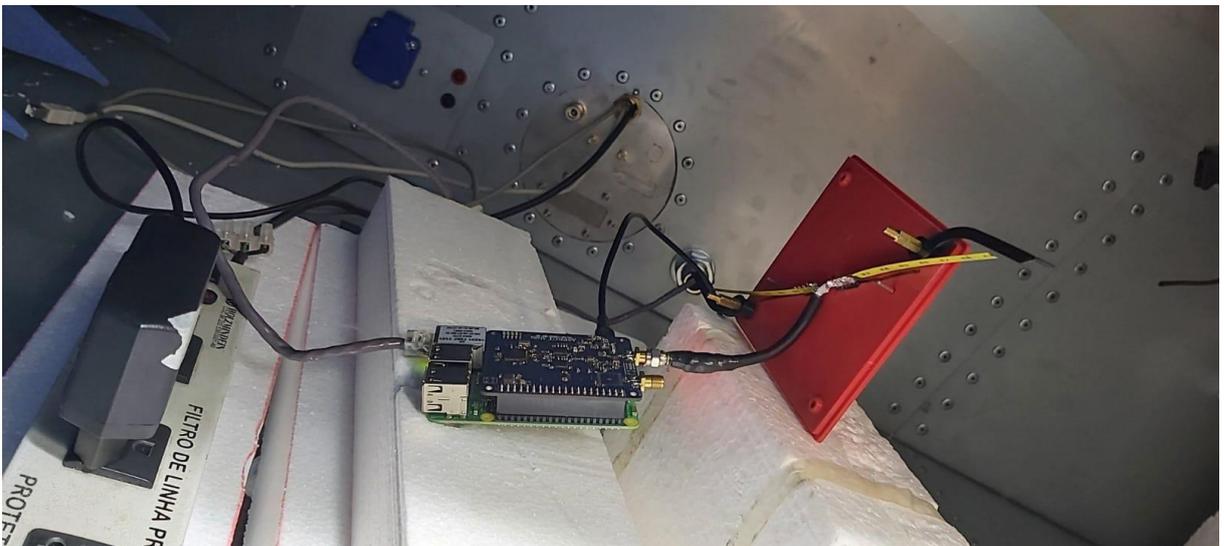
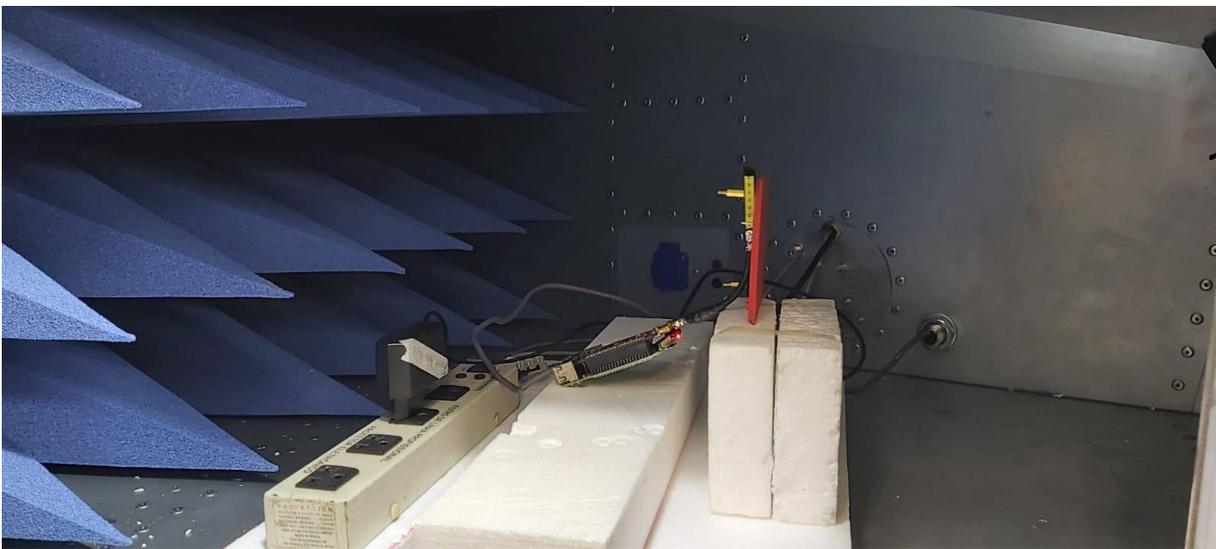
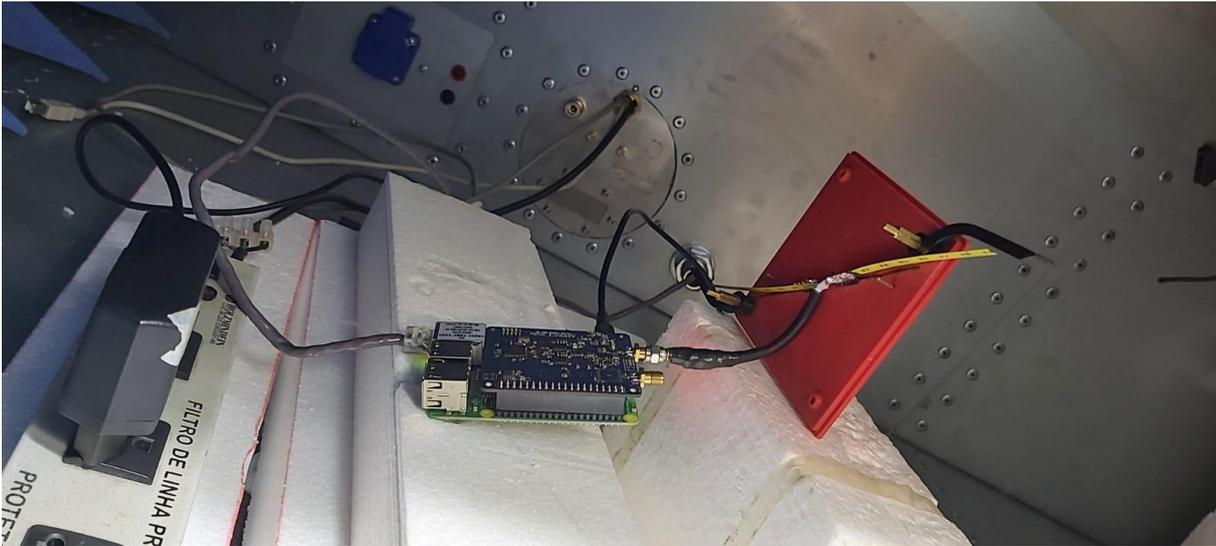


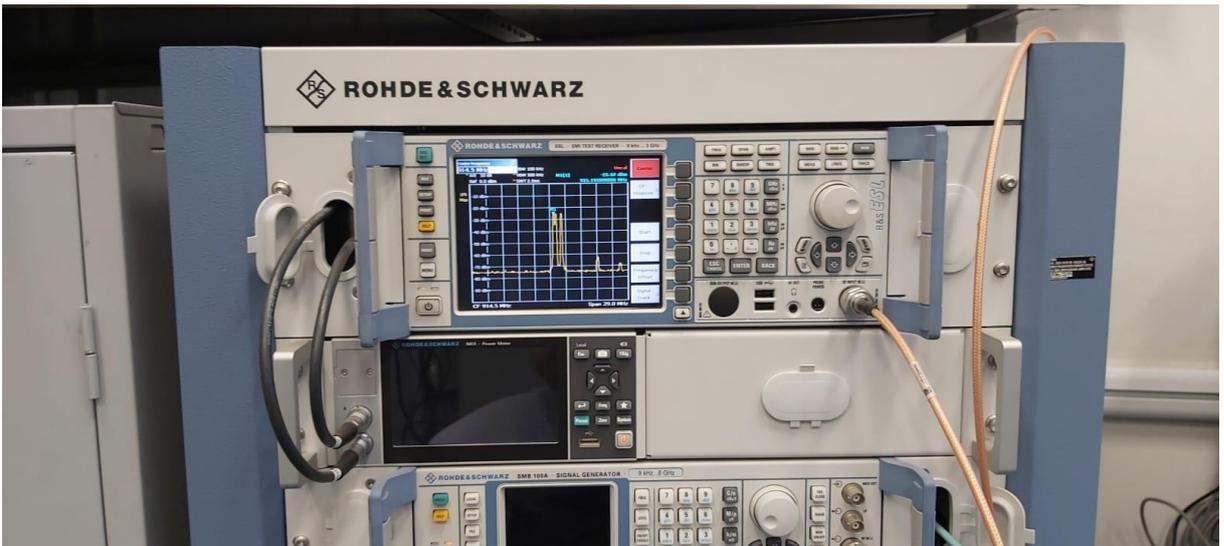
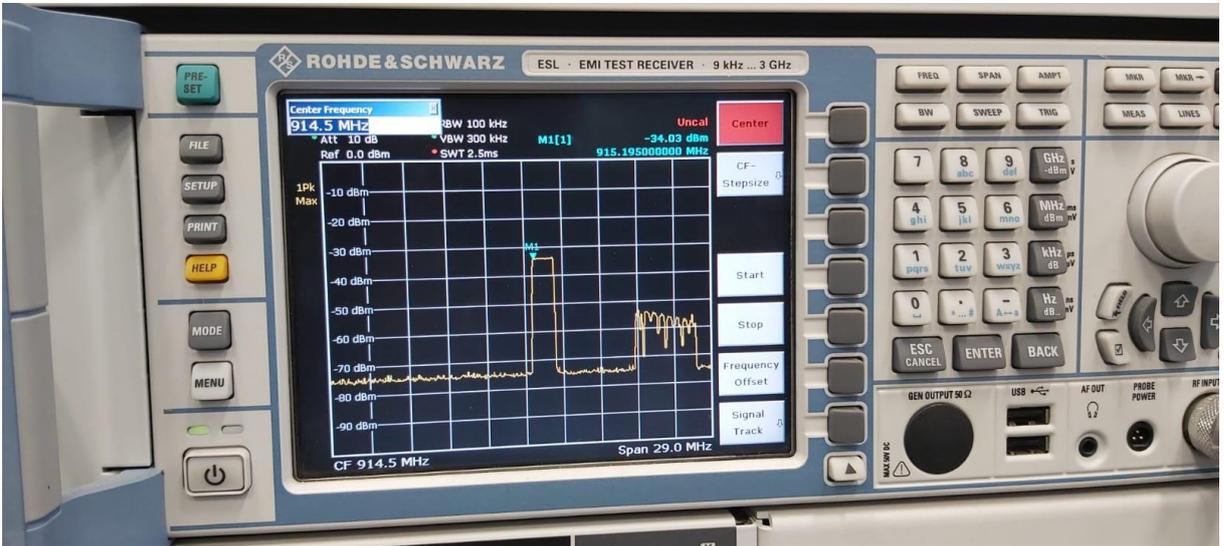
Figura 53 Ilustração conexão vista isométrica



3.2.3.1.1.1.6 Testes







COMPUTADOR DE BORDO

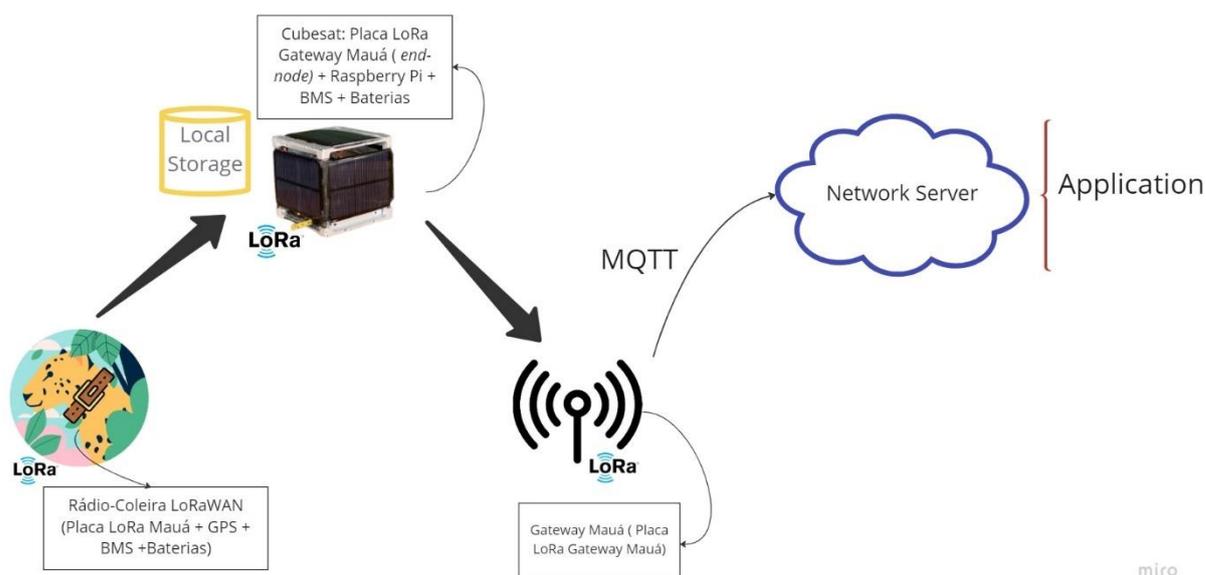
O computador de bordo engloba o gerenciamento de todas as funções do satélite e processamento de todos os dados a serem recebidos e retransmitidos pelo sistema. Sendo assim este subsistema engloba todo o desenvolvimento de software que fará a aquisição dos dados de GPS enviados pela Rádio-Coleira, sua replicação para a estação-base, bem como seu armazenamento local. O esquemático a seguir explica de maneira simplificada o fluxo dos dados e o software local de cada etapa do processo. O Software desenvolvido dentro do CubeSat envolve o módulo “lora_gateway”, o qual foi adaptado para realizar a replicação do sinal, modificando suas *threads* principais para tal. (ajuda Rogério)

TELEMETRIA, RASTREIO E COMANDOS

O subsistema de Telemetria pode ser considerado a “alma” do projeto, uma vez que seu foco é exatamente na transmissão de dados e as formas de tornar isto possível. Para melhor compreensão e organização este subsistema pode ser dividido em dois núcleos, chamado de *Uplink* e *Downlink*.

O *Uplink*, representa o sinal que sobe, e, portanto, representa a etapa de envio dos dados em solo (rádio-coleira) para o satélite. Já o *Downlink* representa o sinal que é enviado de volta ao solo, sendo recebido pela estação base. Essa “triangulação” de sinal dá ao CubeSat a função de replicador de sinal, isto é repetir exatamente o que lhe foi enviado para outro dispositivo. A Figura 54 indica de forma simples o “caminho” que o sinal faz, indicando a presença do LoRa em cada dispositivo. A linha pontilhada na base, indica o funcionamento dos *end nodes* LoRa com os *gateways* (da forma tradicional).

Figura 54 Esquemático caminho do sinal



Fonte: Autoria Própria

Para que seja possível realizar a captação e retransmissão dos dados foi desenvolvida uma antena do tipo dipolo aberta, considerando a frequência de operação do LoRa. Os cálculos envolvidos. Sabendo que a frequência de operação é de 915 MHz e a velocidade da luz no vácuo é de $3 \cdot 10^8$ m/s, podemos calcular o comprimento de onda do dipolo (λ) através da equação fundamental:

$$\lambda = c/fop = \frac{3.10^8}{915.10^6} \approx 0,328 \text{ m} \quad (3)$$

Contudo cada lado do dipolo deve conter um comprimento de $\lambda/4$. Fazendo esta divisão, teremos, portanto, aproximadamente 8,2 cm de comprimento de cada lado da antena. Deve-se levar em conta o cabo coaxial utilizado para fazer as ligações da mesma. Foi utilizado o RGC-58 e com isso calculamos o comprimento que este cabo deve ter, considerando junto o fator de encurtamento associado ao mesmo. O fator de encurtamento deste cabo é de 0,8. Fazendo o seguinte cálculo, temos que o comprimento do cabo necessário é de:

$$d = 0,8 * 8,2 \approx 6,56 \text{ cm} \quad (4)$$

Nota-se que o cálculo é igual ao que foi desenvolvido na seção Rádio-Comunicação da Rádio-Coleira, uma vez que a frequência não se alterou. Na seção a seguir são mostradas as simulações feitas para antena do Cubesat utilizando o Software Comsol.

3.2.3.1.1.1.7 Simulações Comsol

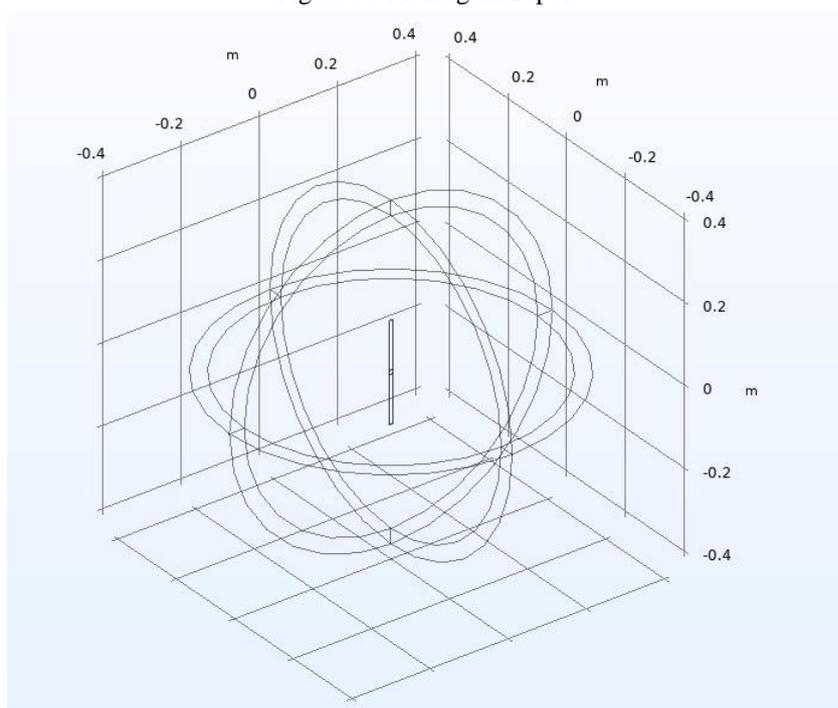
Inicialmente, foi definida a geometria da antena como mostra a Figura 55, bem como seus parâmetros básicos como o comprimento, largura e espessura do braço. Outros dados considerados importantes na simulação foram o material, considerado alumínio, a frequência de operação, o *gap* e a velocidade da luz no ar. A Tabela 7 a seguir mostra os valores de cada um desses parâmetros.

Tabela 7 Dados básicos entrada

Parâmetro	Valor	Descrição
Braço	0,082m	Comprimento de um braço
Largura	0,012m	Largura de um braço
Espessura	0,002m	Espessura de um braço
Gap	0,01m	Espaço entre os terminais de alimentação e aterramento
Fop	915MHz	Frequência de operação do LoRa
L0	C0/fop	Comprimento de onda na fop
fmax	915MHz	Frequência máxima
L0min	C0/fop	Comprimento de onda na fop

Fonte: Autoria Própria

Figura 55 Montagem Dipolo



Depois foi definidos os *boundaries*, isto é fronteiras do PML (Perfect Matched Layer), como na Figura 56 a seguir e posteriormente a inserção de um condutor elétrico perfeito no interior da casca como mostra a Figura 57.

Figura 56 Definição do PML

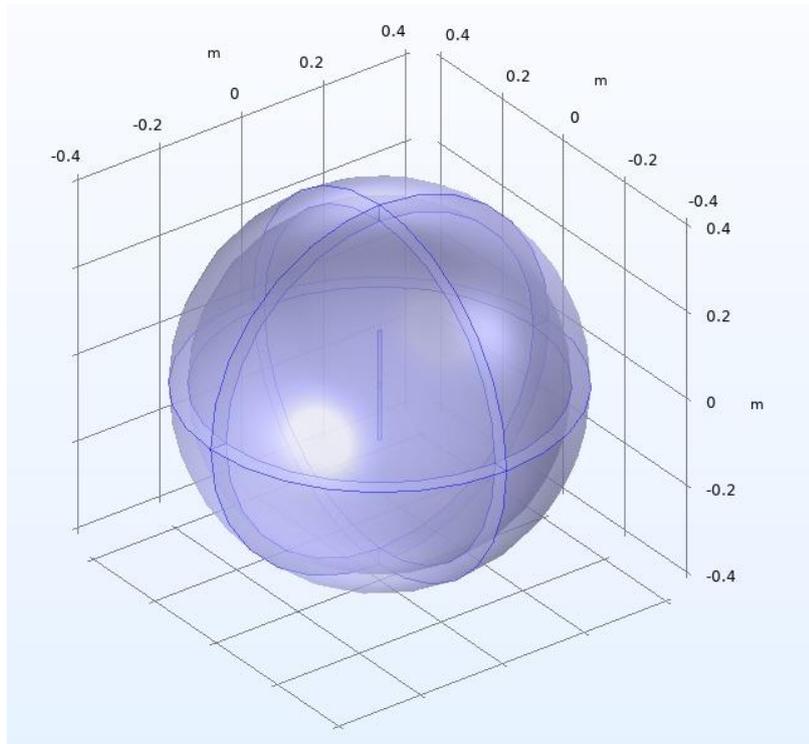


Figura 57 Inserção do PEC

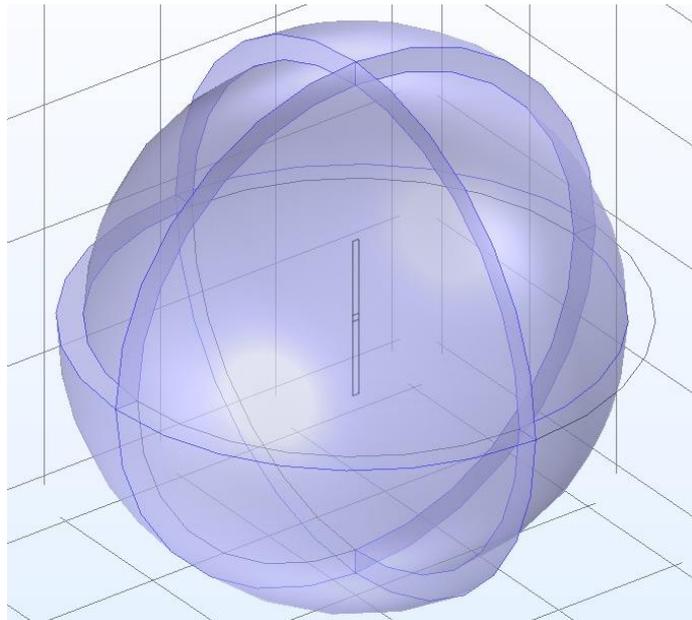
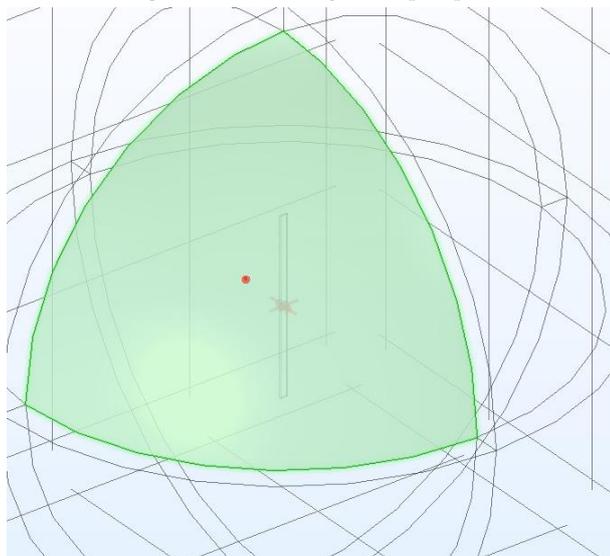
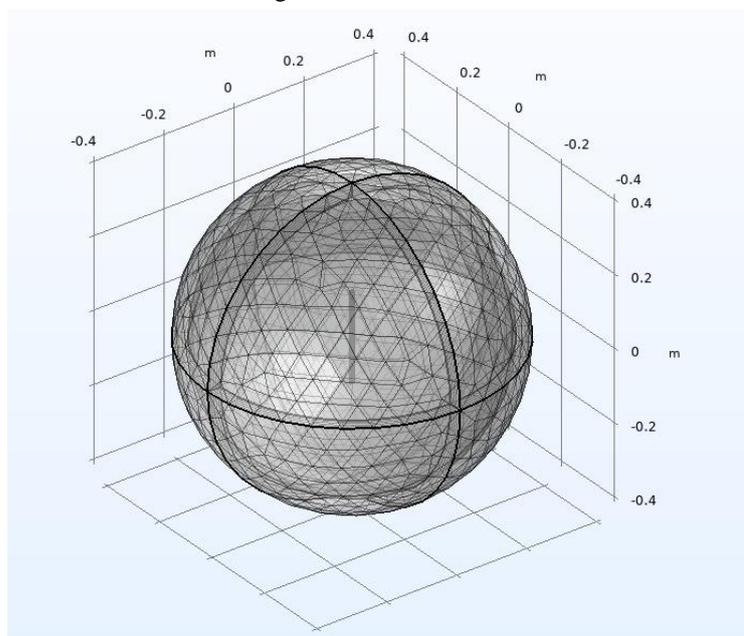
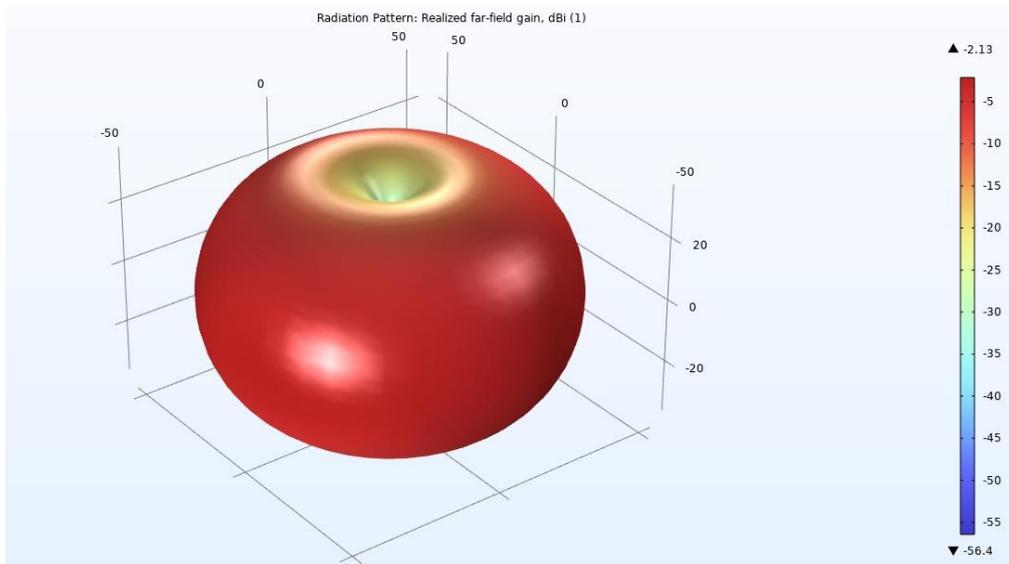
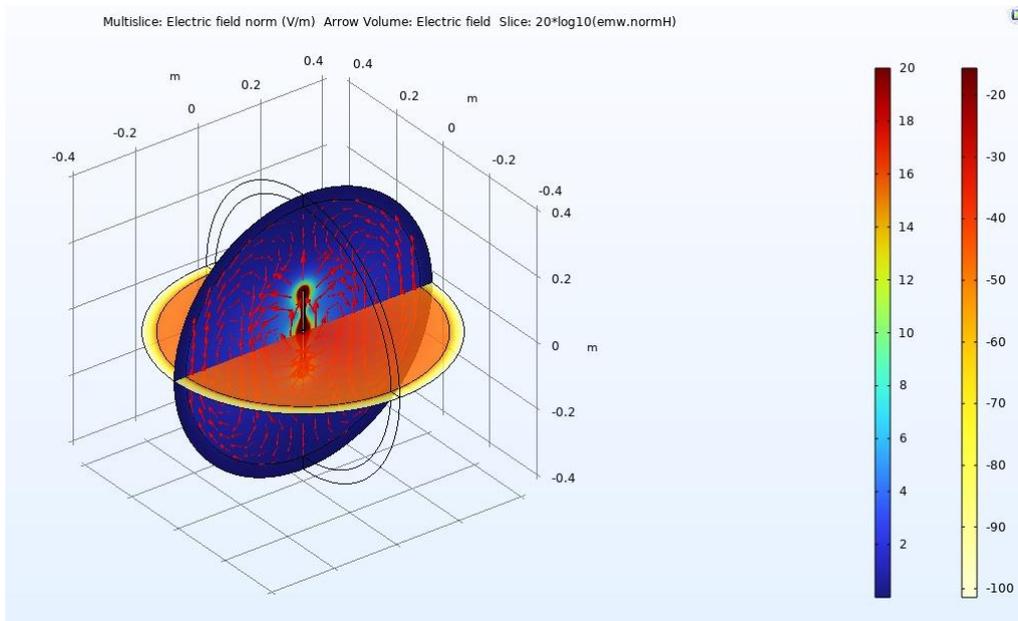


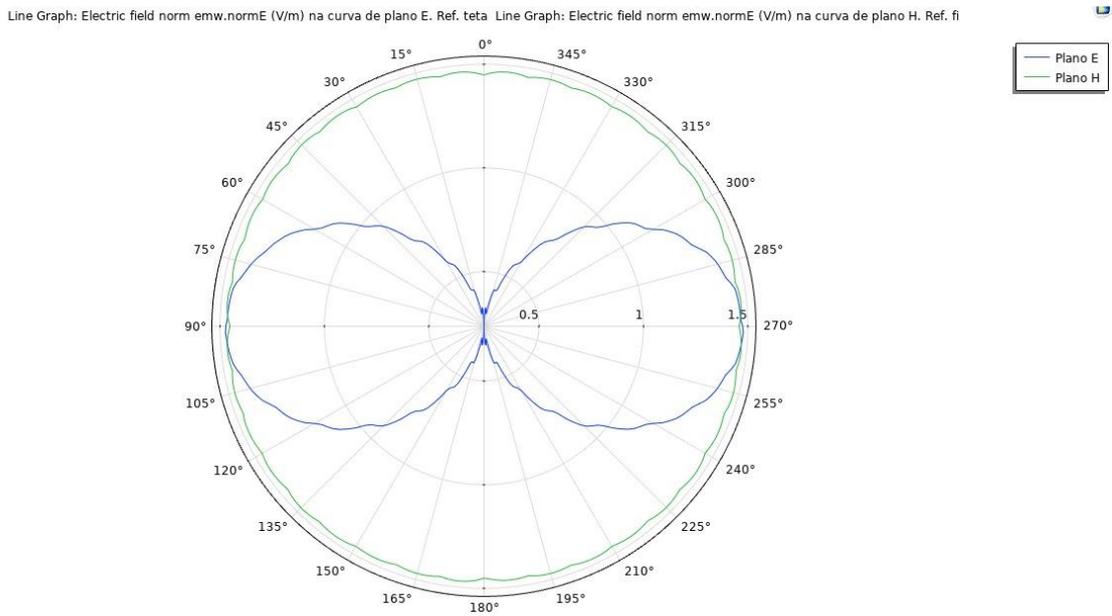
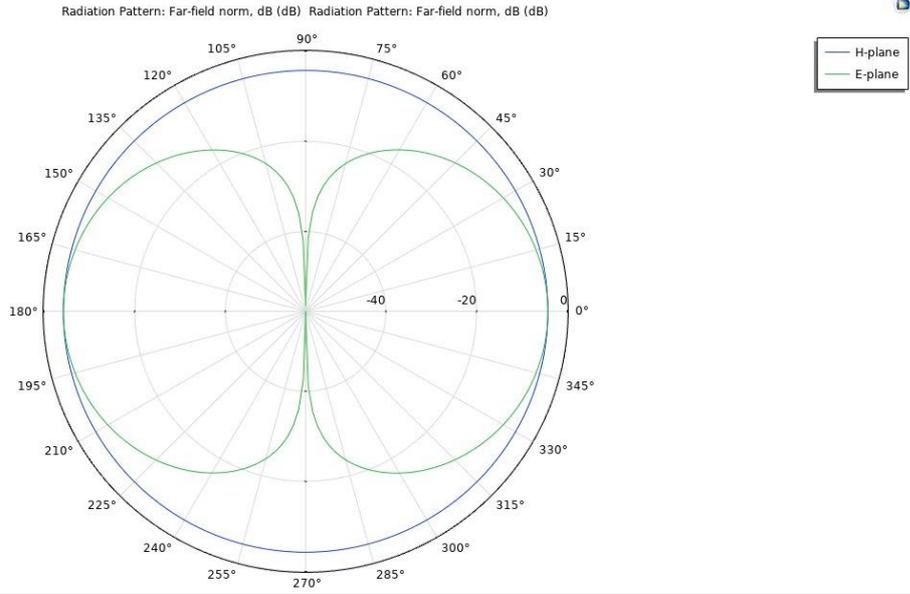
Figura 58 Localização *lumped port*

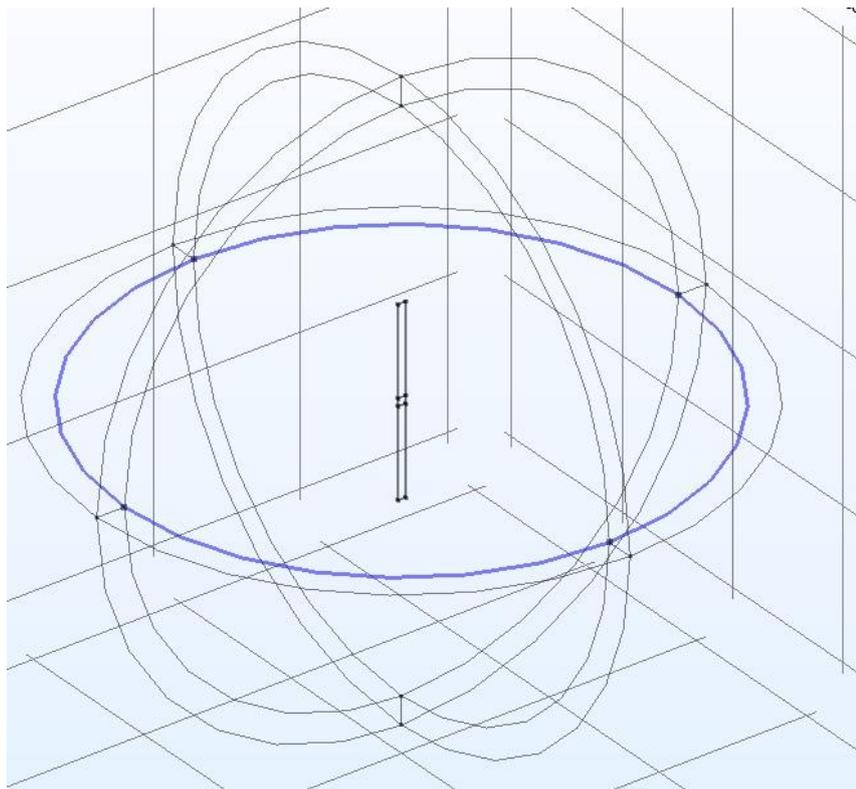
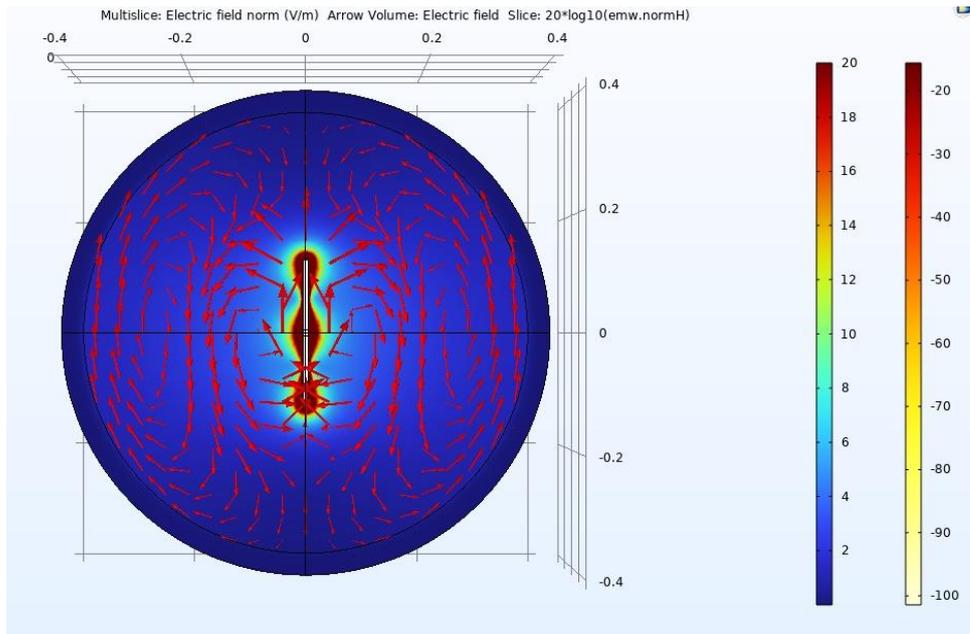
Já na Figura 59 a seguir é possível ver a malha escolhida para realizar os cálculos de elementos finitos.

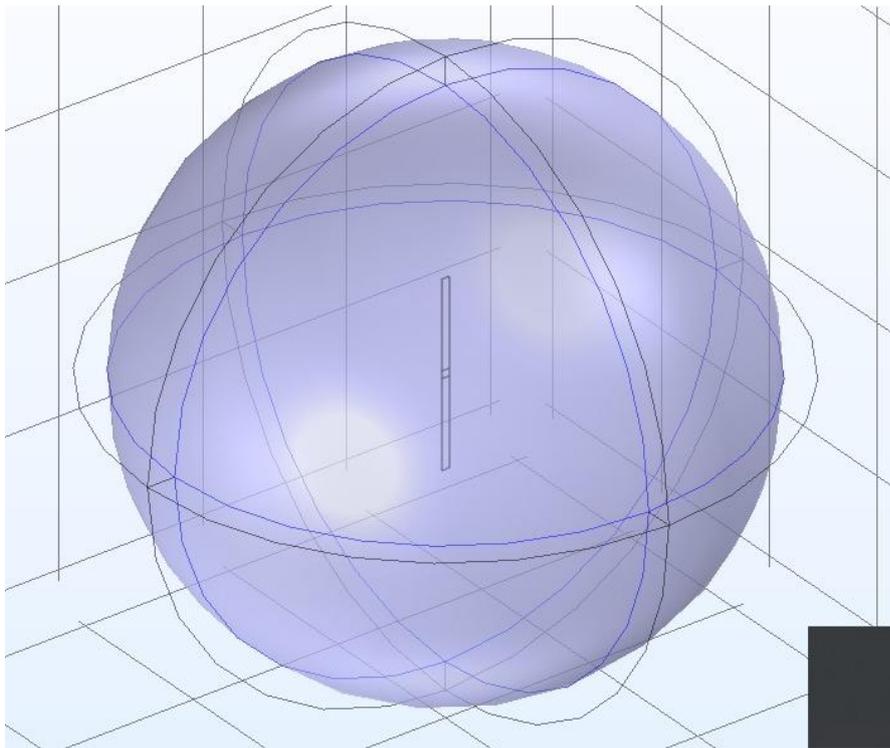
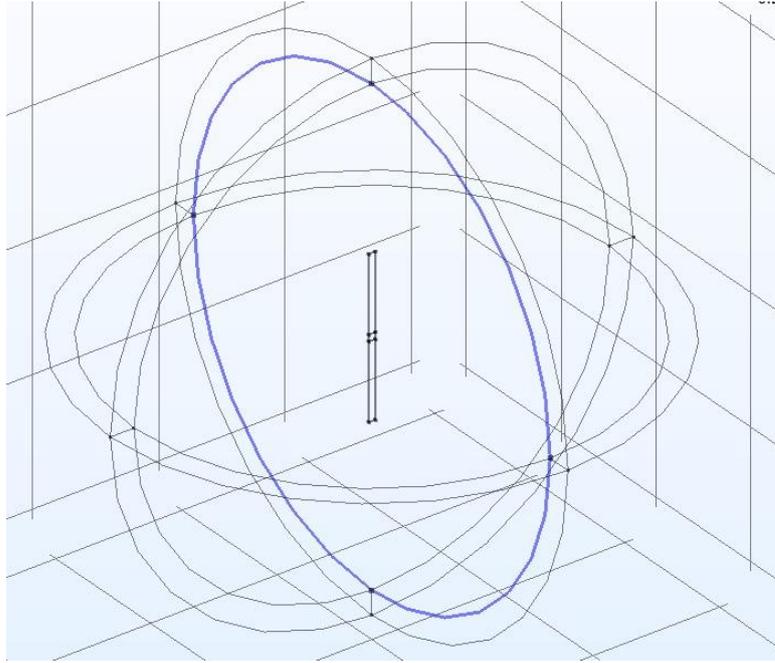
Figura 59 Malha normal

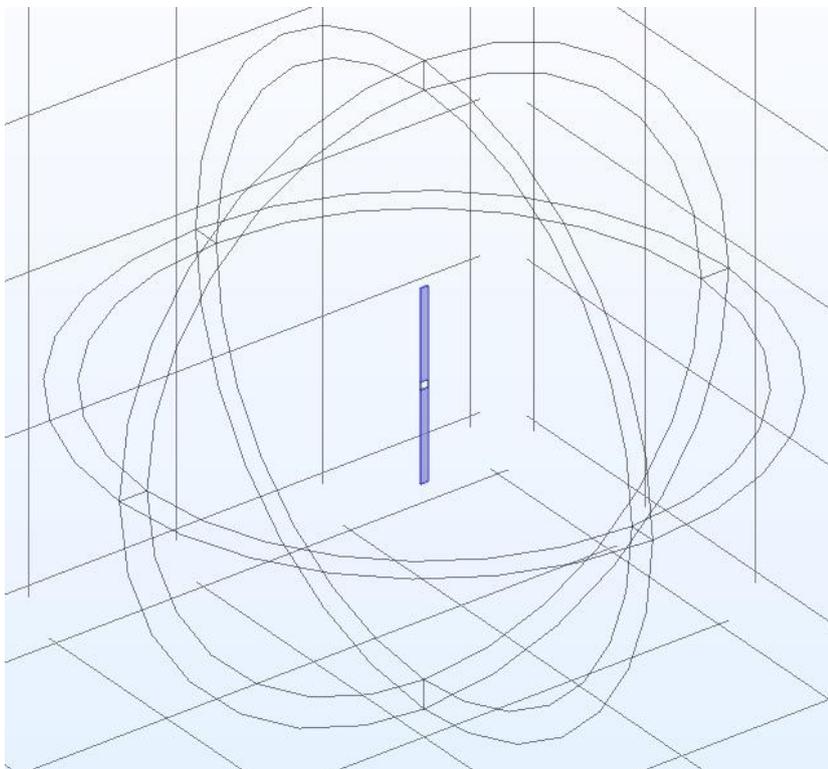
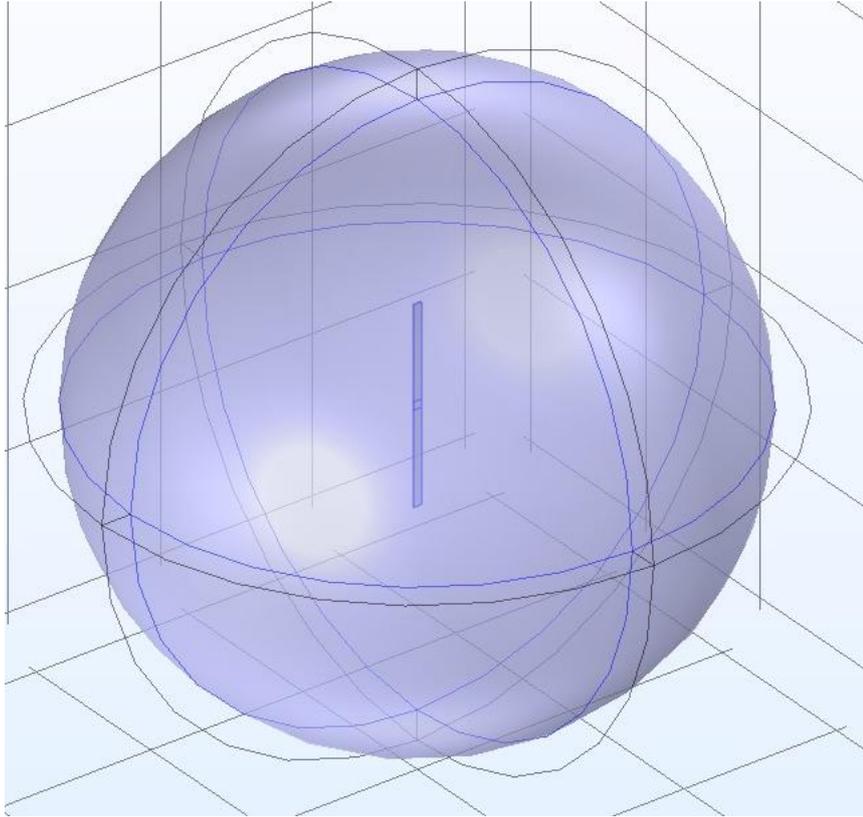












SUPRIMENTO DE ENERGIA

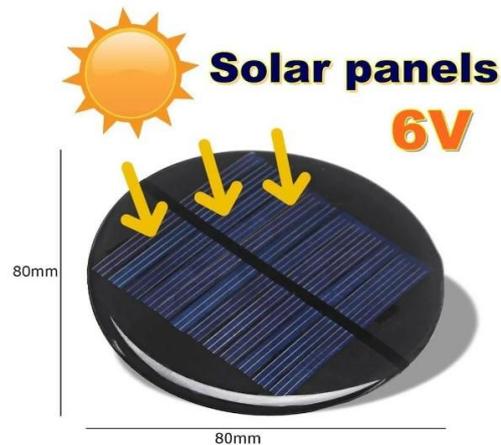
Para este projeto, a fonte de energia primária escolhida foi a externa, provendo energia elétrica através da luz solar. Não obstante é necessário realizar o gerenciamento da energia que será provida ao satélite bem como seu armazenamento.

Para tal, foram utilizados painéis solares em cada face do cubo. Não obstante, os painéis solares apresentam mais características além de potência e tensão. Outros parâmetros técnicos importantes são citados a seguir. As características das células solares típicas de silício são dependentes de temperatura, assim como nos semicondutores. Esses efeitos são separados em ordens:

- a) Efeito de primeira ordem: queda de tensão com a temperatura
- b) Efeito de segunda ordem: aumento do fluxo de corrente com a temperatura

Os efeitos que devem ser esperados são: em temperaturas mais altas resultam em redução de tensão e de potência, enquanto que temperaturas mais baixas resultam em tensões mais altas e potência mais alta. O dimensionamento de painéis solares pode ser feito a partir da determinação de alguns parâmetros. Mas para isso, os painéis devem ser escolhidos antes, a fim de determinar os parâmetros principais para o projeto. A Figura 60 mostra o painel escolhido para fins de cálculo e futura utilização. Vale ressaltar que nas seções Mecânica estrutural e cubesat foram usados painéis solares quadrados, pois haviam sido instalados antes da escolha deste painel circular, porém apresentado os mesmos parâmetros nominais apenas alterando sua geometria.

Figura 60 Painel solar escolhido para os cálculos



Fonte: Mercado Livre

O painel solar em questão apresenta:

- Dimensão: 80mm de diâmetro;
- Potência máxima: 2W;
- Tensão de saída: 6V;
- Corrente de curto-circuito: 350 mA;
- Corrente de trabalho: 70 mA;
- Material: policristalino;
- Método de encapsulamento: vidro temperado.

Quanto as baterias, o modelo escolhido foi uma bateria de íons de lítio (Li-ion), recomendada para missões espaciais, cujos parâmetros técnicos básicos são:

- Dimensões: 2,5 cm de largura x 6,7 cm de comprimento;
- Tensão: 4,2 V;
- Ciclos de carga: >1000;
- Capacidade de carga 6800 mAh.

Os dados de entrada para os cálculos a seguir são:

- Eficiência da célula @301K: aproximadamente 10% (GRIFFIN; FRENCH, 1949);
- Temperatura máxima de operação da célula: 358,15K (85°C)
- Degradação EOL (10 anos): 30%(GRIFFIN; FRENCH, 1949);
- *Worst case sun angle*: 6,5° fora do normal(GRIFFIN; FRENCH, 1949);

- Intensidade solar @ 1 A.U: 1366 W/m²(“NASA - SOLAR IRRADIANCE”, [s.d.]);
- Coeficiente de temperatura: -0,5%/K;
- Fator de empacotamento: 90% (10% perdas para o espaço);
- Capacidade da bateria: 6800 mAh;
- Tensão da bateria: 6 V;
- Potencia na carga (antena): 100 mW + 1W (margem de segurança) = 1,1W.

Considerando que o *array* de painéis solares deve operar a um nível de 20% acima do nível da tensão da bateria, tem-se:

$$V_{array} = V_{chg} = 6.1,2 = 7,2 V \quad (5)$$

Calculando a potência de carregamento de bateria requerida, tem-se que

$$P_{chg} = V_{chg} \cdot \frac{C_{chg}}{15} = 7,2 \cdot \frac{6800 \cdot 10^{-3}}{15} = 3,264 W \quad (6)$$

Com isso, temos que a potência de EOL é a soma da potência na carga com a potência de carregamento, tem-se que:

$$P_{EOL} = 1,1 + 3,264 = 4,364 W \quad (7)$$

O efeito da temperatura ao ponto mais quente de operação é o de reduzir a eficiência numa quantia proporcional à diferença entre à temperatura de operação e a temperatura de melhor performance.

$$\eta_{temp} = 1 - \left(\frac{0,005}{K} \right) \cdot (358,15 - 301) = 0,71 \quad (8)$$

$$\eta_{rad} = 1 - 0,3 = 0,7 \text{ W} \quad (9)$$

$$\eta_{angle} = \cos(6,5) = 0,9766 \quad (10)$$

$$P_{BOL} = \frac{\eta_{angle} \cdot \eta_{rad} \cdot \eta_{temp}}{P_{EOL}} = \frac{0,485}{4,364} = 0,11 \text{ W} \quad (11)$$

A seguir é feito o cálculo de quanto deve ter a área superficial da célula solar, levando em consideração o coeficiente de rendimento (η_{S1}) de um painel solar para o material em questão. Normalmente painéis de silício apresentam esse coeficiente $\eta_{S1} = 0,115$. Porém o material do painel considerado para este projeto é o policristalino, cujo valor desde rendimento gira em torno de uma faixa que vai de 0,13 a 0,16 variando de acordo com a temperatura. (OUÉDRAOGO et al., 2021). O valor escolhido foi de 0,13, considerando a temperatura mais alta. O fator Is corresponde à intensidade de iluminação solar, sendo esta a própria intensidade solar considerada nos parâmetros de entrada sendo de 1366 W/m^2 .

$$A_{cell} = \frac{P_{BOL}}{\eta_{S1} \cdot Is} = \frac{0,11}{0,13 \cdot 1366} = 3,26 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2 \quad (12)$$

Lembrando que o fator de empacotamento, usado como referência foi de 90%.

$$A_{array} = \frac{A_{cell}}{\eta_{pack}} = \frac{3,26 \cdot 10^{-4}}{0,9} = 3,63 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$$

Considerando que a área do painel solar circular é dada por, onde o raio é de 40mm, (13)
ou seja 0,04 m tem-se que:

$$A_{painel} = \pi r^2 \simeq 0,0050 \text{ m}^2$$

Por fim o número de células necessárias é dado por:

$$N_{cell} = \frac{A_{cell}}{A_{painel}} = \frac{3,63 \cdot 10^{-4}}{0,0050} =$$

(15)

MECÂNICA ESTRUTURAL

3.2.3.1.1.1.8 Protótipo 1

O primeiro protótipo foi desenvolvido com a finalidade de servir como teste inicial, bem como a atender aos requisitos estruturais da OBSAT, a 1º olimpíada de satélites do Brasil, a qual este projeto participou entre 2021 e 2022. O projeto foi feito de tal maneira que permitisse o encaixe dos quatro painéis solares, localizados nas quatro faces laterais. Além disso, foi feito um recorte superior que permitisse a passagem da antena na diagonal.

A estrutura foi feita em impressora 3D, em material PLA, no FabLab do INSTITUTO MAUÁ DE TECNOLOGIA. A Figura 62 Vista lateral direita protótipo 1, a Figura 63 a vista isométrica da estrutura do CubeSat e a Figura 64 a vista

Figura 61 Vista Isométrica protótipo 1

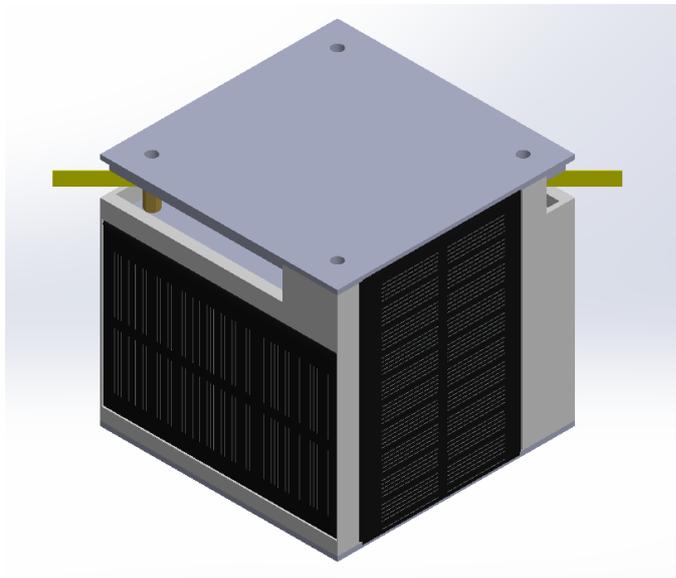


Figura 62 Vista lateral direita protótipo 1

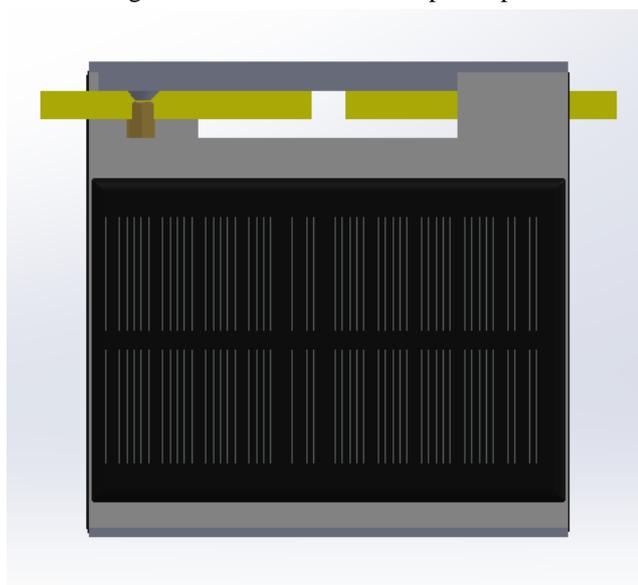
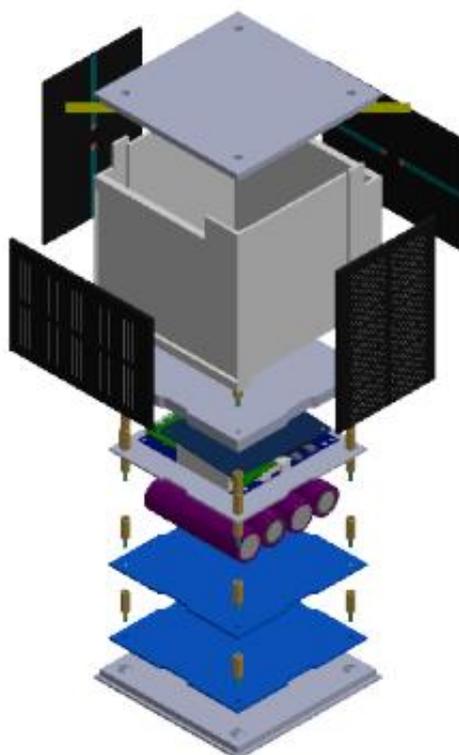


Figura 63 Vista explodida protótipo 1



3.2.3.1.1.1.9 Protótipo 2

O protótipo 2 foi desenvolvido com o objetivo de atender ao máximo de requisitos de projeto essenciais em uma missão espacial, conforme citados na seção 3.1.3.2. Esta estrutura foi desenhada em SolidWorks a fim de parecer uma releitura de uma estrutura em Alumínio já usada em outros projetos de CubeSat no INSTITUTO MAUÁ DE TECNOLOGIA, a fim de aproveitar o material e apenas adaptá-lo às diferenças que este projeto propôs. Nota-se a semelhança entre o protótipo 1, especialmente na abertura lateral para a passagem da antena, bem como os encaixes para os painéis solares, e os suportes para a eletrônica na parte interna, como mostra a Figura 64 e a Figura 65.

Figura 64 Vista isométrica protótipo 2

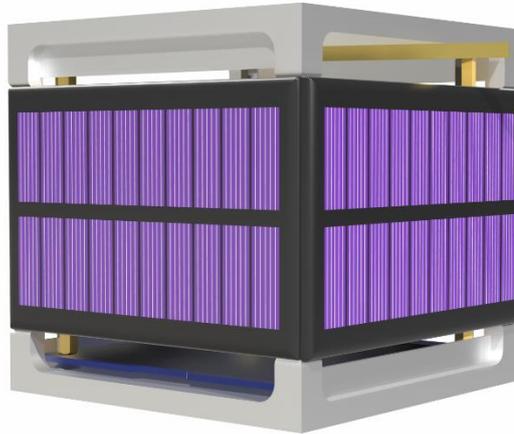
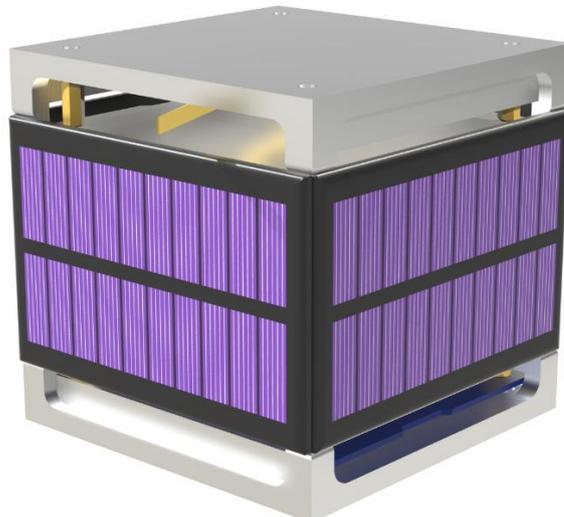


Figura 65 Vista isométrica protótipo 2 (outro lado)



A estrutura interna foi pensada de forma a tornar a organização das placas e chicote o mais otimizado possível. Além disso, placas separadoras foram adicionadas entre as baterias e a as placas de processamento, a fim de evitar a condução de calor. Outra separação feita foi entre as placas e a antena na parte superior, a fim de evitar possíveis interferências eletromagnéticas no circuitos e variações térmicas bruscas. A Figura 66 e a Figura 67 ilustram de forma clara o projeto estrutural interno teórico.

Figura 66 Vista isométrica protótipo 2 parte interna

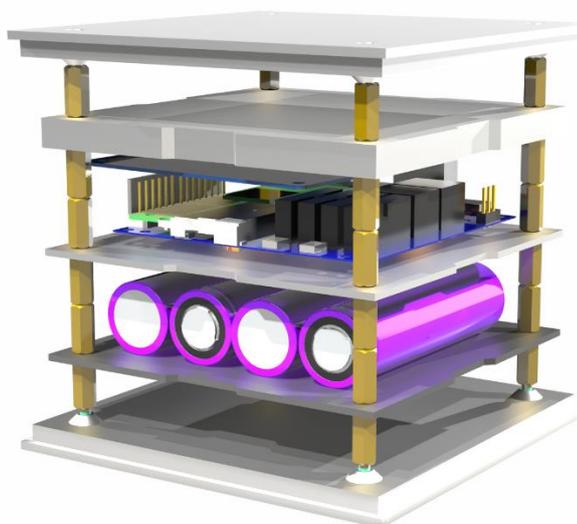
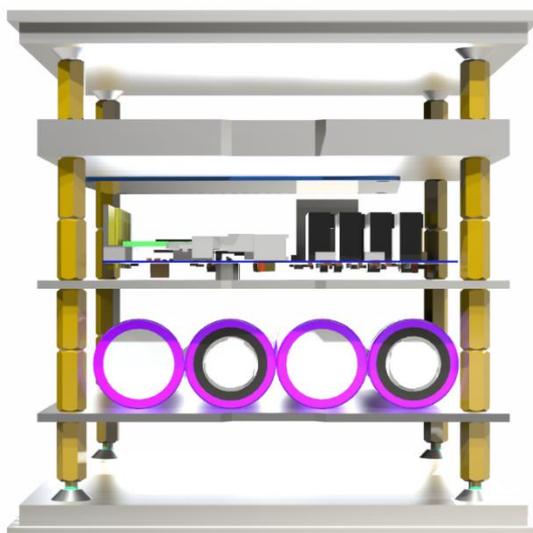


Figura 67 Vista lateral protótipo 2 partes interna



CONTROLE TÉMICO

O subsistema de controle térmico é extremamente importante nesta e em qualquer outra missão espacial. Como foi citado na seção Ambientes da Missão, a camada da atmosfera que este se encontra, a Termosfera, apresenta uma variação de temperatura muito abrupta, podendo chegar numa face a 50°C e na sua face oposta 500°C.

Apesar disso, de forma a não sobrecarregar o gasto energético e poder de processamento, o projeto deste subsistema é baseado num controle térmico passivo, ou seja, não faz o uso de energia elétrica. Este controle deve ser capaz de ajustar a temperatura do satélite para mantê-la nos padrões desejados, respeitando as limitações de temperatura dos componentes internos. Dentro deste subsistema, encontra-se também o projeto de proteção contra radiações e interferências eletromagnéticas. Isso se deve ao fato de o CubeSat em órbita estar exposto à um fluxo de partículas altamente energéticas (prótons, elétrons, fótons, etc.). O acúmulo dessa radiação, chamado de Dose Total Ionizante, degradam os componentes eletrônicos, podendo levar a falha da missão, impedindo a transmissão de dados, aumentando o consumo dos dispositivos ou interrompendo sua funcionalidade.

Uma solução possível é o uso de blindagem contra radiação, que historicamente representa aproximadamente 10% do custo da missão total, portanto demonstra-se uma estratégia de alto custo benefício. A blindagem consiste de dois métodos passivos básicos, sendo a utilização da massa pré-existente do chassi do satélite, e possivelmente adicionando um revestimento como reforça da blindagem ou a abordagem de *spot shielding*, isolando componentes específicos em uma caixa de material de blindagem ou invólucro (*potting*) revestindo o dispositivo.

Dependendo da configuração da blindagem, o satélite pode ter ganho de massa considerável ou receber doses ionizante diferentes em cada região, a Figura 68 a seguir apresenta a tolerância à radiação dos materiais normalmente empregados.

Figura 68 Tolerância à Radiação dos materiais

Table 3.5 Radiation tolerance of common space materials

Material	Dose, rads (Si)
Nylon	$10^5 - 10^6$
Silver-teflon	$10^6 - 10^7$
Neoprene	$10^6 - 10^7$
Natural rubber	$10^6 - 10^7$
Mylar	$10^7 - 10^8$
Polyethylene	$10^7 - 10^8$
Sealing compounds	$10^8 - 10^9$
Silicone grease	$10^8 - 10^9$
Conductive adhesive	$10^8 - 10^9$
Kapton [®]	$10^9 - 10^{10}$
Carbon	$10^9 - 10^{10}$
Optical glass	$5 \times 10^8 - 5 \times 10^9$
Fused glass	$10^9 - 10^{10}$
Quartz	$10^9 - 10^{10}$

Fonte: Space Vehicle Design

Pode-se notar uma alta tolerância para o material Kapton, extremamente utilizado em missões aeroespaciais, possuindo baixo custo e facilidade de compra. Este material foi selecionado para realizar a proteção das placas e baterias.

Figura 69 Índice de absorção e Emissividade de materiais

APPENDIX B 635

Table B.13 Absorptivity and emissivity of selected materials^a

Material/coating	Solar, α	Infrared, ϵ
Aluminum, polished	0.2	0.1
highly polished	0.1	0.05
black anodized	0.6	0.85
Beryllium, polished	0.4	0.05
Beta cloth	0.4	0.85
Black paint, Martin Black	0.94	0.94
polyurethane	0.95	0.85
Copper, polished	0.3	0.05
highly polished	0.2	0.02
black oxidized	0.7	0.8
FEP (silver) Teflon TM , 5 mil	0.11	0.8
2 mil	0.08	0.62
Gold, on aluminum foil	0.26	0.03
Kapton TM , 1 mil aluminized, BOL	0.35	0.6
1 mil aluminized, EOL	0.65	0.6
Magnesium, polished	0.2	0.1
Mylar TM , 3–5 mil Al-backed	0.18	0.76
Nickel, pure, polished	0.35	0.08
electroplated	0.4	0.05
Quartz, polished	0.06	0.8
Silver, polished	0.02	0.15
Silicon solar cell, with cover	0.8	0.8
Stainless steel, polished	0.4	0.15
Tungsten, highly polished	0.4	0.05
White paint, silicone base	0.25	0.9
TiO ₂ base	0.2	0.9

Fonte: Space Vehicle Design

Para proteção contra radiação e interferência eletromagnética, optou-se por fazer camadas intercaladas de chapas de alumínio e cobre, os quais apresentam índices de absorção de radiação menores quando comparados a outros materiais, além de possuírem um custo-benefício maior, levando em consideração o fato de ser um protótipo ainda em fases de teste.

Considerou-se realizar o ensanduichamento dessas chapas como blindagem como uma simplificação e adequação ao método utilizado pela NASA, onde em algumas missões são realizados essa deposição de materiais como titânio, tântalo, cobre e carbono. (THOMSEN, 2018)

Figura 70 Capacidade térmica de materiais

Material	Density, ρ , 10^3 kg/m^2	Thermal conductivity, κ , $\text{W/m} \cdot \text{K}$	Heat capacity, c_p , $\text{J/kg} \cdot \text{K}$	Melting point, minimum, K
Aluminum	2.70	210	900	933
2024-T6	2.80	155	880	880
2090-T83, Al-Li	2.59	88	1203	833
2219-T62	2.84	120	864	816
6061-O	2.70	180	896	855
6061-T6	2.70	167	896	855
7075-T6	2.81	130	960	805
Beryllium	1.844	216	1925	1546
AlBeMet™ 162, HIP	2.07	210	1560	1355
AlBeMet™ 162, annealed	2.07	210	1560	917
AlBeCast™ IC910	2.17	110	1560	
Beryllium 170H, optical grade	1.844	216	1925	1546
Copper	8.90	385	385	1356
Bronze, Herculoy™	8.52	36		1243
Beryllium-copper 172, annealed	8.25	115	419	1144
hard	8.25	115	419	1144
Glass, Pyrex™ 7740 optical	2.23			1094
Vycor™ UV transparent	2.18	1.38	750	1803
Inconel 600, hot rolled, annealed	8.42	15	444	1700
X750, hot rolled	8.25	12	431	1700

Fonte: Space Vehicle Design

Levando em consideração a capacidade térmica dos materiais, seu comportamento e disponibilidade no mercado, para a estrutura do CubeSat o material selecionado foi o Alumínio de liga 7075.

3.2.3.1.1.10 Simulação Ansys

Para a análise termo estrutural da placa, realizou-se uma simulação em regime permanente, no módulo Steady-State-Thermal do Ansys Mechanical, onde foi considerado o fluxo térmico gerado pelos componentes críticos (Ships SX1301 e SX1257) devido ao efeito joule, dissipando a potência em energia térmica. A Tabela 8 apresenta a potência de operação dos elementos em condição crítica e limites de temperatura.

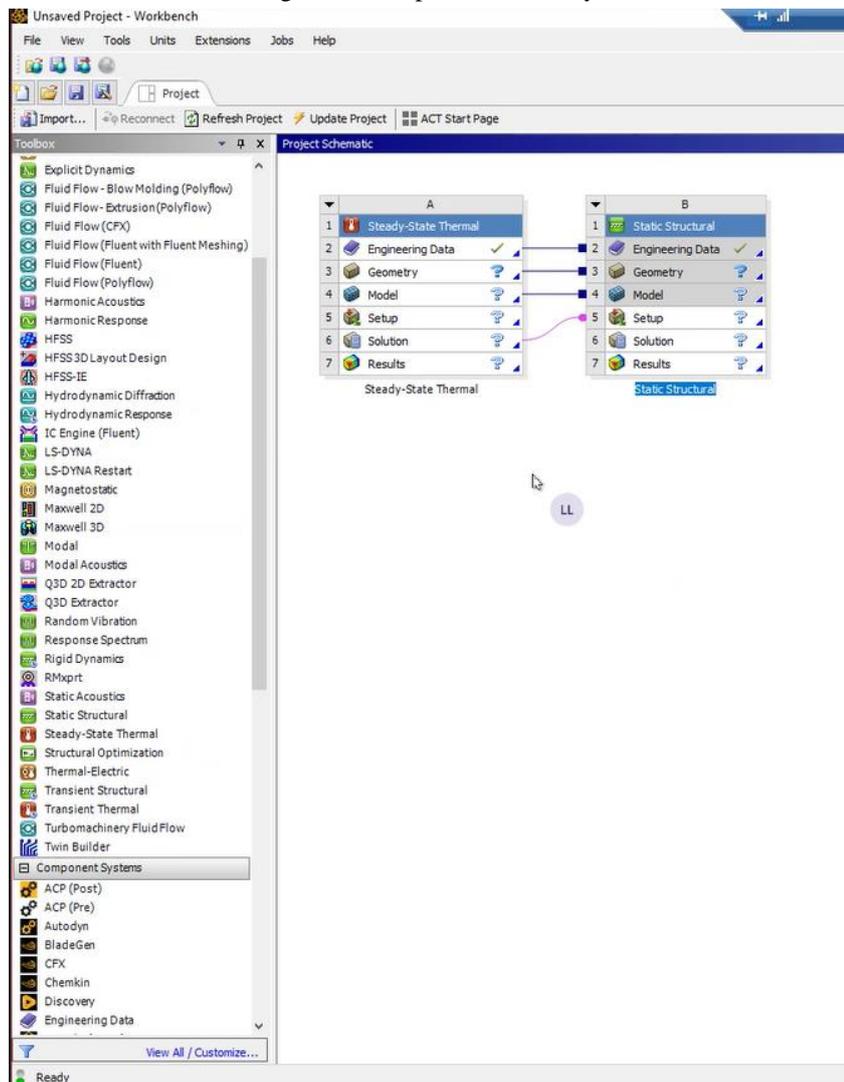
Tabela 8 Parâmetros considerados na simulação

Parâmetros	SX1301	SX1257
Temperatura máxima (°C)	115	85
Potência de operação (W)	0,33	2,7

Fonte: Autoria própria

O primeiro passo foi preparar o setup do ambiente, inserindo os blocos *Steady-state Thermal* e *Static Structural* como mostra a Figura 71 a seguir.

Figura 71 Setup ambiente Ansys

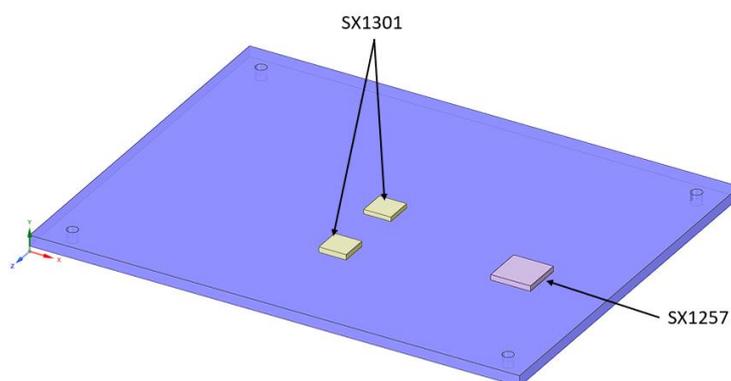


Fonte: A autoria própria

Vale ressaltar que devido a atmosfera rarefeita da termosfera, a convecção pode ser considerada nula, portanto, este mecanismo de transferência de calor foi excluído da análise, restando apenas a condução e radiação

Com relação à geometria, pode-se salientar que o domínio da simulação foi representado apenas pelos elementos que impactarão significativamente na análise, portanto será composta por 4 corpos (Figura L), sendo a placa e os *chips* SX1301 e SX1257.

Figura 72 Ilustração simplificada placa e seus chips



Fonte: Autoria própria

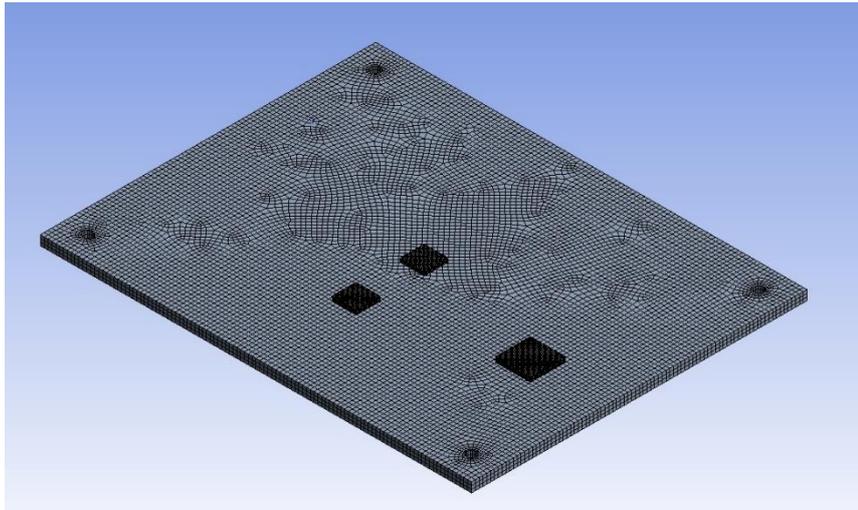
A respeito da malha para a discretização dos corpos, foi aplicado o método *MultiZone*, impondo a utilização de elementos hexaédricos. A Tabela 9 apresenta os parâmetros globais de qualidade da malha e características gerais considerados.

Tabela 9 Parâmetros globais da malha

Parâmetros	Valor
Número de elementos	21381
Número de nós	42103
Qualidade ortogonal mínima	0,58
Qualidade ortogonal média	0,99

Fonte: Autoria própria

Figura 73 Visualização da malha



Fonte: Autoria própria

Com base na tabela X, as condições de contorno são as temperaturas máximas de operação de cada *chip*, enquanto para a parte estrutural, foi imposto um suporte cilíndrico em cada furo. Abaixo consta as propriedades dos materiais empregados em cada componente, sendo utilizado o compósito FR4 na placa, ao passo que os *chips* SX1301 e SX1257 foram modelados em alumínio.

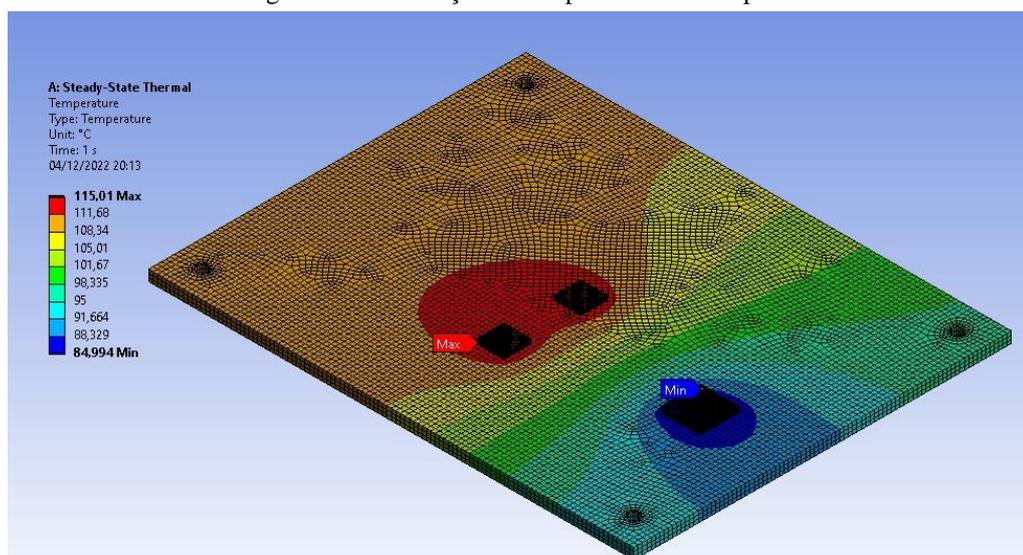
Tabela 10 Propriedades dos materiais considerados

Propriedades	FR4	Alumínio
Condutividade térmica (W/m°C)	0,38	114 (para 100 °C)
Coefficiente de expansão térmica (1/°C)	1,55e-5	2,50e-5
Massa específica (kg/m³)	1900	2770
Módulo de Young (GPa)	24,6	71,0
Tensão de escoamento (Mpa)	298	280

Fonte: Autoria própria

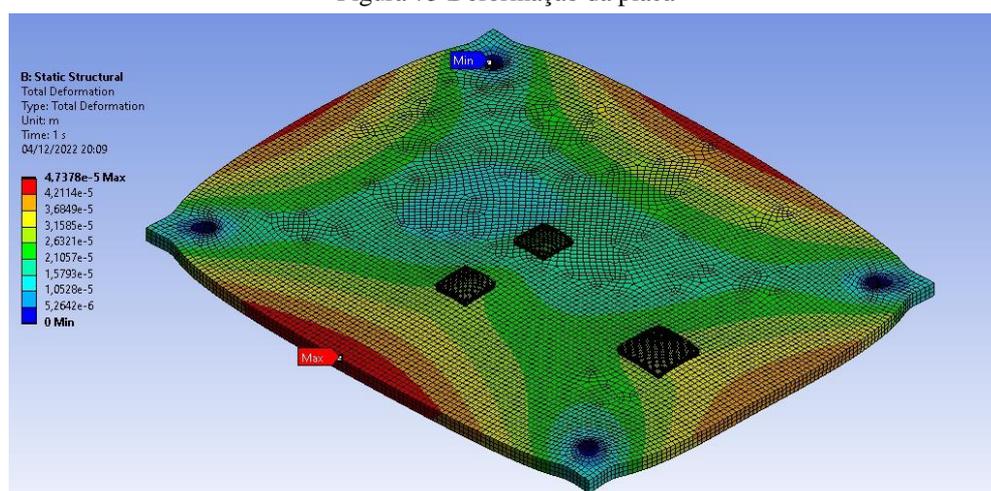
Para a simulação estrutural, foram utilizados como entrada os resultados de temperatura da simulação térmica, e adicionada a condição de contorno de suporte cilíndrico nos furos, representando o vínculo da fixação. Na Figura 74, está o resultado de distribuição de temperatura na placa, estando numa temperatura esperada e razoável para a condição de operação de temperatura do FR4, causando pequenas deformações conforme a Figura 75.

Figura 74 Distribuição de temperatura sobre a placa



Fonte: Autoria própria

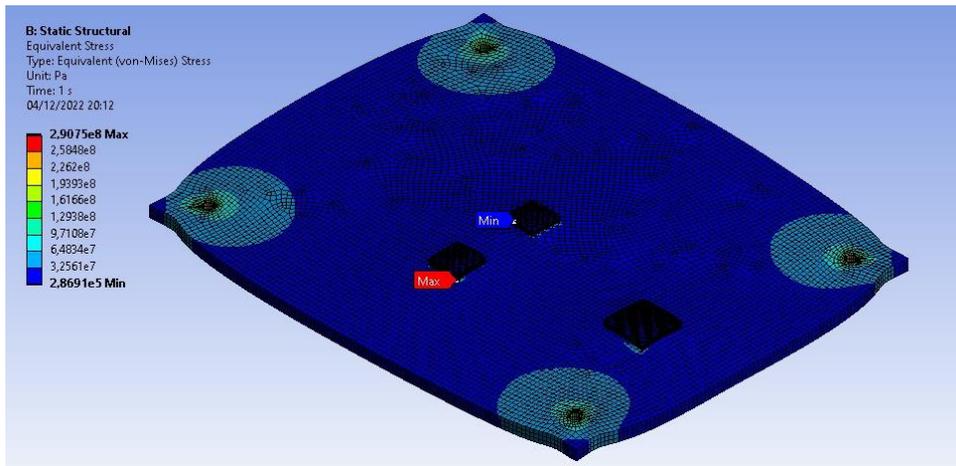
Figura 75 Deformação da placa



Fonte: Autoria própria

Observa-se um deslocamento máximo nas bordas de aproximadamente 0,047 mm, sendo um valor muito baixo e não prejudicial para o equipamento, enquanto a tensão máxima equivalente apresenta um valor de 290 Mpa, abaixo da tensão de escoamento do material.

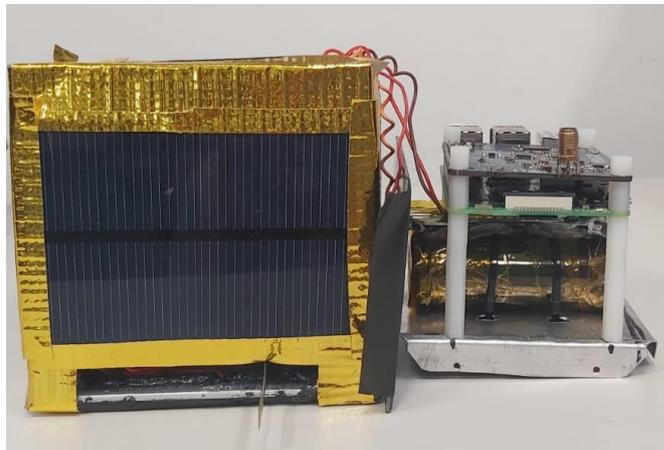
Figura 76 Deslocamento causado pelo furo



Fonte: Autoria própria

Por fim, considerou-se ainda a utilização de uma fita dourada refletiva muito utilizada tanto em missões aeroespaciais como em automobilística, por exemplo. A Figura 77 a seguir ilustra o CubeSat com a montagem de proteção térmica final

Figura 77 Fita refletiva



Fonte: Autoria própria

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

O ONÇASAT é um projeto extremamente

Falar das competições

Melhorias

Adaptações

Capacitor eletrolítico não pode em órbita

4.1 RÁDIO-COLEIRA

4.2 CUBESAT

5 CONCLUSÕES

Pode-se concluir que o ONÇASAT, apesar de recente, demonstrou ser um projeto maduro e com grande potencial de implementação, visto que (...)

6 REFERÊNCIAS

CORPORATION, S. Semtech Enables IoT of the Future with Next Generation LoRa Platform. **GlobeNewswire News Room**, 8 jan. 2018.

GRIFFIN, M. D.; FRENCH, J. **Space Vehicle Design**. 2nd. ed. [s.l: s.n.].

HOMA - Online Space Orbit Simulator - Orbit Simulation. Disponível em: <<http://en.homasim.com/orbitsimulation.php>>. Acesso em: 3 dez. 2022.

LoRa World Record Broken: 832km/517mi using 25mW. Disponível em: <<https://www.thethingsnetwork.org/article/lorawan-world-record-broken-twice-in-single-experiment-1>>. Acesso em: 3 dez. 2022.

NASA - SOLAR IRRADIANCE. Disponível em: <https://www.nasa.gov/mission_pages/sdo/science/Solar_Irradiance.html>. Acesso em: 4 dez. 2022.

OUÉDRAOGO, A. et al. Individual efficiencies of a polycrystalline silicon PV cell versus temperature. **Results in Optics**, v. 4, n. May, 2021.

Smart Campus Mauá. Disponível em: <<https://smartcampus.maua.br>>.

THOMSEN, L. **NASA Shields-1, A CubeSat Platform for Testing the Effects of Space Radiation on Materials**. [s.l: s.n.].