



UNIVERSIDADE FEDERAL DO MARANHÃO  
CENTRO DE CIÊNCIAS EXATAS E TECNOLOGIA  
ENGENHARIA AEROSPACIAL

**GUILHERME HENRIQUE COELHO CABRAL**

**ESTUDO ANALÍTICO E EXPERIMENTAL PRELIMINAR DO EPS E SEUS  
COMPONENTES DA MISSÃO ALDEBARAN**

São Luís - MA  
2023

**GUILHERME HENRIQUE COELHO CABRAL**

**ESTUDO ANALÍTICO E EXPERIMENTAL PRELIMINAR DO EPS E SEUS  
COMPONENTES DA MISSÃO ALDEBARAN**

Trabalho de Contextualização e Integração Curricular, do Curso Engenharia Aeroespacial apresentado na Universidade Federal do Maranhão – UFMA como requisito para conclusão do curso de Engenharia Aeroespacial.

Orientador: Prof. Dr. Luis Claudio de Oliveira Silva

Coorientador: Prof. Dr. Oswaldo Barbosa Loureda

São Luís - MA

2023

**GUILHERME HENRIQUE COELHO CABRAL**

**ESTUDO ANALÍTICO E EXPERIMENTAL PRELIMINAR DO EPS E SEUS  
COMPONENTES DA MISSÃO ALDEBARAN**

Trabalho de Contextualização e Integração Curricular, do Curso Engenharia Aeroespacial apresentado na Universidade Federal do Maranhão – UFMA como requisito para conclusão do curso de Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado em 23 de Janeiro de 2023.

**Membros da banca:**



---

**Prof. Dr. Luis Claudio de Oliveira Silva**  
Orientador  
Universidade Federal do Maranhão



---

**Prof. Dr. Oswaldo Barbosa Loureda**  
Coorientador  
Universidade Federal do Maranhão

---

**Prof. Dra Mikele Candida Sousa de  
Sant Anna**  
Examinador Interno  
Universidade Federal do Maranhão

---

**Prof. Dr Jose de Ribamar Braga  
Pinheiro Junior**  
Examinador Interno  
Universidade Federal do Maranhão

São Luís - MA  
2023

Ficha gerada por meio do SIGAA/Biblioteca com dados fornecidos pelo(a) autor(a).  
Diretoria Integrada de Bibliotecas/UFMA

HENRIQUE COELHO CABRAL, GUILHERME.

ESTUDO ANALÍTICO E EXPERIMENTAL PRELIMINAR DO EPS E  
SEUS COMPONENTES DA MISSÃO ALDEBARAN / GUILHERME HENRIQUE  
COELHO CABRAL. - 2023.

92 p.

Coorientador(a): Oswaldo Barbosa Loureda.

Orientador(a): Luis Claudio de Oliveira Silva.

Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal  
do Maranhão, São Luís - MA, 2023.

1. Cubesat. 2. EPS. 3. Power Budget. 4. Simulador  
Solar. I. Barbosa Loureda, Oswaldo. II. Claudio de  
Oliveira Silva, Luis. III. Título.

Dedico este trabalho a minha mãe por sempre ter me ajudado a alcançar os meus sonhos.

# Agradecimentos

À Deus por ter me ajudado em todo tempo a alcançar essa conquista.

À minha mãe, Margueth C. T. Coelho, por sempre me acompanhar, incentivar, cuidar e acreditar nas minhas escolhas. Ao meu Pai George H. P. Cabral pelos conselhos e por ter me dado suporte. Agradeço-os por lutarem por mim para proporcionar as oportunidades que não tiveram.

Aos meus avós paternos que considero como pais, Alexandrino Catarino e Maria Luísa por acreditarem em mim e por sempre me darem suporte em tudo praticamente.

À minha vó materna, Vanoly Teixeira por sempre me fazer sentir especial, mais do que apenas um neto.

À minha namorada, Rhuana Rodrigues por estar presente comigo em tudo, ajudar nas minhas escolhas, me incentivar e ter acreditado em mim.

À minha irmã e sobrinha, Laysa Fernanda e Lana Beatriz que apesar de estarem longe sempre me apoiaram.

As minhas tias avós, Maria Socorro, Maria Cristina e Jordanira Coelho por sempre estarem presente na minha caminhada.

Ao meu afilhado, Pedro Coelho, conte sempre comigo a todo momento para o que precisar.

As minhas tias, Cristiane Coelho, Renata Coelho, Gleisa Cabral, Isabel Cabral e Paula Cabral que me ajudaram nessa caminhada.

Aos meus tios, Jomar Coelho, Fábio Coelho, Alessandro, Waldênio pelos conselhos e incentivos dados, e em especial ao meu tio Coelho Neto, que Deus o tenha.

À minha prima, Isabelle Cabral que me serviu de exemplo na família para correr atrás dos meus sonhos.

Ao professores, Luís Cláudio e Oswaldo Barbosa por terem aceitado me orientar, por todo ensinamento concedido e por me acompanharem durante todo o meu projeto e no curso.

Aos meus professores da engenharia aeroespacial Carlos Brito, José Braga, Mikele Candida, Edemar Morsch e Dalila Haickel por todo apoio e incentivo.

Aos meus professores da Engenharia da computação, Paulo Rogério, Alex Barradas, Pedro Baptista e Felipe Borges pelos ensinamentos passados.

Aos meus amigos da Engenharia Aeroespacial, Isabel Araujo, Júlio Cesar, Leonardo Victor, Emanuel Valentim, Rodrigo Matos, Daniel Mario, Jennifer Bazarra, Alex Iuri, José Lucas e Flávia Acácio por ter me ajudado nas dificuldades enfrentadas nas disciplinas e trilharem esse caminho de estudos comigo.

Aos meus amigos do PNMS, Aridson Nunes, Marcelo Marques, Lucas Cléopas, Alexandre Wesley, Jean Charles, Victor Valentim, Wanderson Monteiro, Regyvanderson e Gleison que levo comigo desde o curso de Ciência e Tecnologia.

Aos meus amigos do Amifos, Gabriel Marques, Ronald Santos, Gláucia, Welson, Hellen, Sandra, Laryssa, Carlos, Vinícius, Vitória, Sofia, Raissa, Paulo, Hiago, Paula, Carol, Lais e Iasmim que estudaram comigo na UFMA.

E por fim eu gostaria de agradecer a Universidade Federal do Maranhão por ter me proporcionado os melhores docentes, diretores, coordenadores administração q proporcionaram o melhor dos ambientes para que esse trabalho e estudo fosse realizado.

*"Eu não chuto. Como cientista eu chego a conclusões baseadas em observação e experimentação."*

(Sheldon Cooper)

# Resumo

O Sistema Elétrico de Potência (EPS) é um dos sistemas que envolvem um Cubesat, ele é o responsável pela geração, armazenamento, transmissão e distribuição de energia elétrica para garantir a funcionalidade dos nanossatélites. Portanto, este trabalho apresenta um estudo analítico e experimental preliminar do EPS e seus componentes que envolve a análise do orçamento de energia (Power Budget) do satélite utilizando um método que tem como parâmetros de entrada os dados referentes a órbita e as especificações dos subsistemas. O projeto e elaboração de um simulador solar com materiais reutilizados do almoxarifado da Universidade Federal do Maranhão para testes com o painel solar do Cubesat Aldebaran I, testes de carga e descarga em baterias do tipo 18650 de marcas que foram embarcadas em missões ao espaço, ensaios do painel solar conectado ao EPS, OBDH, TT&C e baterias coletando os dados extraídos pelos sensores e análise das curvas características do painel solar simuladas em ambiente computacional. Os resultados mostraram que o painel solar será capaz de gerar energia o suficiente em sua órbita para alimentar as baterias e os subsistemas do Aldebaran I, o modelo de bateria que será embarcado possui a capacidade superior com relação ao exigido pelo sistema quando estiver em órbita, os testes do painel com o simulador não apresentaram uma corrente equivalente se comparado a medida no sol e os dados fornecidos de tensão e corrente pelo sensor do EPS e quando conectado ao OBDH e TT&C durante o teste apresentaram uma redução quando se comparado ao que foi medido somente com o painel solar.

**Palavras-chave:** EPS; Cubesat; Simulador Solar; Power Budget.

# Abstract

The Electric Power System (EPS) is one of the systems that involve a Cubesat, it is responsible for the generation, storage, transmission and distribution of electrical energy to guarantee the functionality of the nanosatellites. Therefore, this work presents a preliminary analytical and experimental study of the EPS and its components that involves the analysis of the energy budget (Power Budget) of the satellite using a method that has as input parameters the data referring to the orbit and the specifications of the subsystems. The design and elaboration of a solar simulator with reused materials from the warehouse of the Federal University of Maranhão for tests with the solar panel of the Cubesat Aldebaran I, tests of charge and discharge in batteries of the type 18650 of brands that were embarked in missions to the space, tests of the solar panel connected to the EPS, OBDH, TT&C and batteries collecting the data extracted by the sensors and analysis of the characteristic curves of the solar panel simulated in a computational environment. The results showed that the solar panel will be able to generate enough energy in its orbit to feed the batteries and subsystems of Aldebaran I, the battery model that will be embarked has a superior capacity in relation to that required by the system when in orbit, the panel tests with the simulator did not show an equivalent current compared to that measured in the sun and the voltage and current data provided by the EPS sensor and when connected to the OBDH and TT&C during the test showed a reduction when compared to what was measured with the solar panel only.

**Keywords:** EPS; Cubesat; Solar Simulator; Power Budget.

# Lista de ilustrações

Figura 1 – Dimensões dos Cubesats . . . . .	17
Figura 2 – Massa dos satélites lançados nas ultimas décadas. . . . .	21
Figura 3 – Estrutura de um Cubesat . . . . .	25
Figura 4 – Sistema em blocos dos componentes do EPS . . . . .	26
Figura 5 – Sonda Cassini . . . . .	27
Figura 6 – Sonda Galileo sobre Jupiter . . . . .	27
Figura 7 – Sonda Voyage 2 . . . . .	28
Figura 8 – Evolução da eficiência das células solares . . . . .	29
Figura 9 – Potencia solar gerada por angulo de incidência . . . . .	30
Figura 10 – Curvas características de operação das celulas solares . . . . .	30
Figura 11 – Curva Corrente x Tensão . . . . .	32
Figura 12 – Curva Potência x Tensão . . . . .	32
Figura 13 – Lampada de arco xenônio . . . . .	36
Figura 14 – Comparação do espectro de uma lampada de arco xenônio com o sol . . . . .	37
Figura 15 – Lâmpadas de Haleto metálico . . . . .	37
Figura 16 – Composição das lâmpadas de Haleto metálico . . . . .	38
Figura 17 – Espectro da lampada de Haleto metálico comparada com a irradiação solar [AM1] . . . . .	38
Figura 18 – Lâmpadas de tungstênio . . . . .	39
Figura 19 – Espectro das lâmpadas de tungstênio . . . . .	40
Figura 20 – Lâmpadas de LED . . . . .	41
Figura 21 – Composição das Lâmpadas de LED . . . . .	41
Figura 22 – Lâmpadas de Mercúrio . . . . .	42
Figura 23 – Espectro da Lâmpada de Mercúrio . . . . .	43
Figura 24 – Refletor Eliptico e Paraboloidal . . . . .	44
Figura 25 – Esquemático do simulador solar . . . . .	51
Figura 26 – LED Cob F6040 20W . . . . .	52
Figura 27 – Espectro LED Grow 20W . . . . .	52

Figura 28 – LED branco frio 50W . . . . .	53
Figura 29 – Fonte de Bancada MS3010D . . . . .	53
Figura 30 – Distribuição das células LEDs . . . . .	54
Figura 31 – Dissipador . . . . .	55
Figura 32 – Exaustor de Computador . . . . .	56
Figura 33 – Pasta Termica Silver . . . . .	56
Figura 34 – Suporte do simulador solar . . . . .	57
Figura 35 – Carregador de Bateria Turnigy Accucell-6 50w . . . . .	58
Figura 36 – Bateria Sony . . . . .	59
Figura 37 – Bateria Spacelab . . . . .	59
Figura 38 – Bateria Samsung . . . . .	60
Figura 39 – Descarga de bateria Sony . . . . .	60
Figura 40 – Descarga de bateria formato 18650 fornecida pela Spacelab . . . . .	61
Figura 41 – Teste de Tensão em luz solar . . . . .	62
Figura 42 – Teste de corrente em luz solar . . . . .	62
Figura 43 – Teste de Tensão pelo simulador com LEDs Grow 20W . . . . .	63
Figura 44 – Teste de Corrente pelo simulador com LEDs Grow 20W . . . . .	63
Figura 45 – Teste de Tensão pelo simulador com LEDs Branco Frio 50W . . . . .	64
Figura 46 – Teste de Corrente pelo simulador com LEDs Branco Frio 50W . . . . .	64
Figura 47 – Teste de Tensão pelo simulador com LEDs Branco Frio 50W + LEDs Grow 20W . . . . .	65
Figura 48 – Teste de Corrente pelo simulador com LEDs Branco Frio 50W + LEDs Grow 20W . . . . .	65
Figura 49 – Placa com Baterias Samsung . . . . .	66
Figura 50 – Ensaio com painel solar + EPS . . . . .	67
Figura 51 – Câmera Térmica Flir One . . . . .	68
Figura 52 – Análise de temperatura dos painéis + EPS . . . . .	68
Figura 53 – Dados dos sensores com painel solar + EPS . . . . .	69
Figura 54 – Ensaio do painel solar com EPS + TT&C + OBDH em fonte de bancada . . . . .	70
Figura 55 – Temperatura do painel solar . . . . .	70
Figura 56 – Painel Solar Simulink . . . . .	72
Figura 57 – Bloco PV Simulink . . . . .	72

Figura 58 – Parâmetros do Livro Cubesat Handbook . . . . .	74
Figura 59 – Barra de histerese do UNISAT-4 . . . . .	75
Figura 60 – Fluxo solar dos painéis a 25°C . . . . .	76
Figura 61 – Potência dos painéis a 25°C . . . . .	76
Figura 62 – Teste de Carga e Descarga das Baterias . . . . .	78
Figura 63 – Tensão do Pannel Simulador x Sol . . . . .	79
Figura 64 – Corrente do Pannel Simulador x Sol . . . . .	79
Figura 65 – Parâmetros dos dados EPS . . . . .	80
Figura 66 – Tensão x Corrente do painel solar com EPS . . . . .	81
Figura 67 – Tensão x Corrente do painel solar com EPS + OBDH + TT&C . . . . .	82
Figura 68 – Variação de Corrente por Irradiação Solar . . . . .	83
Figura 69 – Variação de Potência por Irradiação Solar . . . . .	83

# Lista de tabelas

Tabela 1 – Classificação de satélites Kramer e Cracknel . . . . .	22
Tabela 2 – Categorias de missões de nanossatélites . . . . .	23
Tabela 3 – Parâmetros do Orbital . . . . .	46
Tabela 4 – Datasheet do Painel Solar . . . . .	47
Tabela 5 – Potência requerida em orbita . . . . .	49
Tabela 6 – Capacidade das baterias . . . . .	61
Tabela 7 – Características Elétricas do modulo PV . . . . .	71

# Lista de abreviaturas e siglas

EPS	<i>Sistema Elétrico de Potência</i>
TT&C	<i>Sistema de comunicação</i>
OBDH	<i>Sistema de tratamento de dado</i>
ADCS	<i>Sistema de determinação e controle de atitude</i>
LED	<i>Diodo Emissor de Luz</i>
PCB	<i>Placa de Circuito Impresso</i>
HID	<i>Lampada de descarga de alta intensidade</i>
UV	<i>Ultra violeta</i>
DC	<i>Corrente Continua</i>
AC	<i>Corrente Alternada</i>
NIR	<i>Infravermelho Próximo</i>
Si	<i>Silício</i>
Si-mono	<i>Silício Monocristalino</i>
Si-poli	<i>Silício - Polímero</i>
GaAs	<i>Arsenieto de Gálio</i>
AEB	<i>Agência Espacial Brasileira</i>
P&O	<i>Pertuba e Observa</i>
MPPT	<i>Maximum Power Point Tracking</i>
PPT	<i>Rastreador de potência de pico</i>

DET *Transferência direta de energia*

UFMA *Universidade Federal do Maranhão*

# Sumário

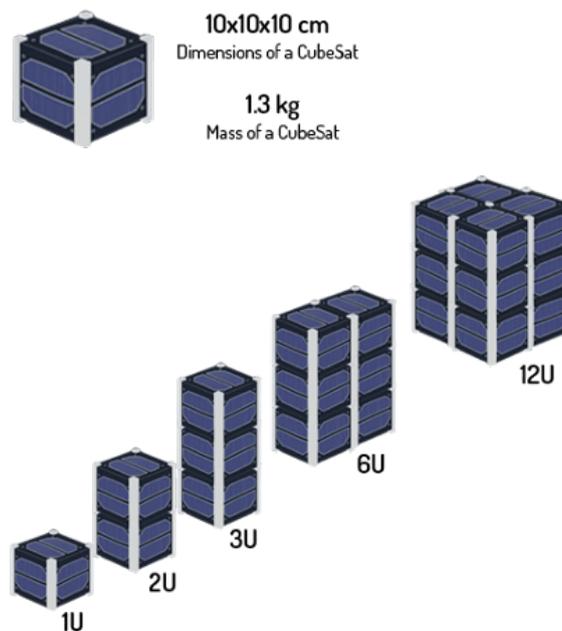
<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>17</b>
<b>1.1</b>	<b>Trabalhos Relacionados</b>	<b>18</b>
<b>1.2</b>	<b>Objetivos</b>	<b>20</b>
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>21</b>
<b>2.1</b>	<b>Nanossatélites</b>	<b>21</b>
2.1.1	Cubesat	24
<b>2.2</b>	<b>Sistema Elétrico de Potência</b>	<b>25</b>
2.2.1	Painel Solar	28
2.2.2	Baterias	30
2.2.3	Distribuição de Energia	31
2.2.4	Power Budget	33
<b>2.3</b>	<b>Missão Aldebaran</b>	<b>33</b>
2.3.1	Aldebaran-I	33
<b>2.4</b>	<b>Simulador Solar</b>	<b>34</b>
2.4.1	Fonte de Iluminação	34
2.4.1.1	Lâmpadas de arco de xenônio	36
2.4.1.2	Lâmpadas de Haleto metálico	37
2.4.1.3	Lâmpadas de tungstênio	39
2.4.1.4	Diodos Emissores de luz (LED)	40
2.4.1.5	Lâmpadas de mercúrio	42
2.4.2	Refletores	43
2.4.3	Lentes	44
<b>3</b>	<b>MATERIAIS E MÉTODOS</b>	<b>45</b>
<b>3.1</b>	<b>Análise de Power Budget do Aldebaran</b>	<b>45</b>
<b>3.2</b>	<b>Projeto e construção de um simulador de irradiação solar</b>	<b>50</b>
3.2.1	Fonte de Iluminação	52
3.2.2	Dissipação	54

3.2.3	Suporte e Refletor . . . . .	57
3.3	<b>Ensaio e testes de ciclagem de baterias a serem usadas no satélite . . . .</b>	<b>58</b>
3.4	<b>Ensaio do painel solar da missão em luz solar . . . . .</b>	<b>61</b>
3.5	<b>Ensaio do painel solar da missão no simulador . . . . .</b>	<b>63</b>
3.6	<b>Ensaio do painel solar da missão com o EPS e baterias . . . . .</b>	<b>66</b>
3.7	<b>Ensaio do painel solar com EPS + TT&amp;C + OBDH . . . . .</b>	<b>69</b>
3.8	<b>Simulação das curvas características do painel solar . . . . .</b>	<b>71</b>
4	<b>RESULTADOS E DISCUSSÃO . . . . .</b>	<b>73</b>
4.1	<b>Power Budget . . . . .</b>	<b>73</b>
4.2	<b>Análise das Baterias . . . . .</b>	<b>77</b>
4.3	<b>Análise do Painel solar . . . . .</b>	<b>78</b>
5	<b>CONCLUSÃO . . . . .</b>	<b>84</b>
5.1	<b>Atividades Futuras . . . . .</b>	<b>84</b>
	<b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>	<b>85</b>

# 1 Introdução

Os nanosatélites são uma categoria específica de satélites cuja a massa varia entre 1 e 10kg ([BARNHART, 2009](#)), eles revolucionaram a indústria espacial ao fornecer uma solução econômica para conduzir pesquisas e coletar dados. Os Cubesats fazem parte da categoria de nanosatélites, eles são pequenos satélites, geralmente medindo 10x10x10 centímetros [Figura 1], eles possuem uma ampla gama de aplicações, incluindo observação da Terra, comunicação e pesquisa científica ([SMITH, 2019](#)).

Figura 1 – Dimensões dos Cubesats



Fonte: ([SETIAWAN, 2020](#))

Os sistemas que compõem um CubeSat são responsáveis por um conjunto de tarefas que são críticos para o seu desempenho e funcionalidade ([DARBALI-ZAMORA et al., 2018](#)), os subsistemas presentes na maioria dos nanosatélites são:

- Estrutura
- Sistema de comunicação (TT&C)
- Sistema de tratamento de dados (OBDH)
- Sistema de controle térmico
- Sistema de determinação e controle de atitude (ADCS)
- Sistema Elétrico de Potência (EPS)
- Carga Útil

Subsistema elétrico de potência é um componente crucial de qualquer nanossatélite, pois ele é o responsável por fornecer, armazenar e distribuir a energia necessária para as operações do satélite, o subsistema normalmente inclui painéis solares, baterias e uma unidade de gerenciamento de energia (DOE, 2018).

Para analisar o desempenho dos painéis solares de nanossatélites podem ser utilizados simuladores por softwares, exposição do painel a luz solar ou até mesmo podem ser utilizados simuladores solares para testes em ambientes controlados. Esses simuladores podem replicar as condições do espaço, permitindo que os engenheiros avaliem a eficiência e a durabilidade dos painéis antes do lançamento (JOHNSON, 2020).

## 1.1 Trabalhos Relacionados

Tendo a proposta de realizar um estudo analítico e experimental preliminar do sistema de suprimento de energia do nanossatélite Aldebaran I, foi feita uma revisão de literatura para relacionar os trabalhos já publicados a respeito de Análise de Power Budget, Subsistemas Elétricos de Potência de nanossatélites e Desenvolvimento de simuladores solares para testes em painéis solares.

(GARCIA, 2021) elaborou um projeto de Power Budget para analisar o comportamento por trás da geração de energia elétrica em órbita e dimensionar os componentes adequados para geração de energia. A estratégia consistiu na utilização dos métodos de cálculo de parâmetros orbitais com base nos requisitos do EPS onde foram requeridos dados da bateria, do painel

solar, da irradiação, da duração da missão e da altitude que com base nos cálculos utilizados se determinou a margem de geração de energia do painel solar e a capacidade da bateria necessária para a missão.

(WESTON et al., 2018) apresenta uma análise comparativa sobre a eficiência dos painéis solares de Arsenieto de Gálio tripla junção de diferentes fabricantes utilizados em cubesats e a comparação de baterias primárias de base de lítio.

(SELLERS, 2005) propôs uma solução analítica e de conceito para o cálculo de Power Budget utilizando parâmetros orbitais e dados do componentes do satélite para obtenção da eficiência dos painéis solares de nanossatélites e quanto elas estiverem em região de exposição ao sol e sob região de eclipse e a capacidade das baterias.

(YUSUF; PRABOWO, 2012) realizou a análise de Power Budget para o nanossatélite Inusat-1, obtendo um resultado estimado de potência em 25 a 30 Watts. Para atender a esse requisito, ele utilizou painéis solares de junção tripla de Arsenieto de Gálio com eficiência de 25,1% que pode gerar energia elétrica de até 33,3 watts e dimensionou baterias de polímero de lítio com capacidade de 60 Watts.

(KRAUSE et al., 2020) desenvolveu um projeto do sistema de energia utilizando baterias com células de íons de lítio de tamanho 18650 comerciais para aplicações em Cubesats de espaço profundo MarCO. As Baterias de íon de lítio da Panasonic NCRB com células 18650 comerciais suportaram as condições espaciais com sucesso apresentando alta energia específica e tolerância a radiação.

(BATISTA, 2022) desenvolveu um sistema de rastreamento de máxima potencia do Sistema Elétrico de Potencia (EPS) executado por uma rede neural artificial com bases nos dados de irradiação solar, carga e temperatura para um nanossatélite. Os resultados mostraram que em comparação com outros algoritmos MPPT, os métodos utilizados pela rede neural de perturba e observa (P&O) é uma ótima alternativa se comparado com os métodos de rastreamento tradicionais.

(NYGREN, 2014) propuseram em revisar a literatura sobre as tecnologias utilizadas em painéis solares e simuladores solares através da análise sobre os tipos de fonte de iluminância e seus determinados espectros, refletores, atenuadores e lentes do colimador utilizada e realizar testes com o simulador fabricado pela ABET Technologies em um Cubesat 2U estudantil Norueguês. Os testes realizados com simulador foram satisfatórios apresentando uma corrente

de curto-circuito de 525 mA sob irradiação de  $1000\text{W}/\text{m}^2$ .

(LÓPEZ-FRAGUAS; SÁNCHEZ-PENA; VERGAZ, 2019) projetaram e desenvolveram um pequeno simulador solar feito inteiramente com LEDs, sem ótica interna controlado eletronicamente através de um PC usando um microcontrolador arduino. Os testes concluem que ao comparar com os outros sistemas de simuladores solares similares na literatura, inclui os recursos de baixo custo mais relevantes com a mesma precisão, apresentando vantagens entre os simuladores solares baseados em LED.

(MKS Newport, 2022b) realizou simulações com fontes de iluminação distintas e analisando os seus espectros chegou a conclusão que os simuladores solares baseados em lâmpadas que não sejam arcos de xenônio de alta pressão produzem espectros que são mal ajustados ao espectro solar com exceção do simulador de arco de carbono.

(WEKERLE et al., 2017) apresentou uma análise do cenário de pequenos satélites e seus correspondentes veículos lançadores. A miniaturização da eletrônica, juntamente com o aumento da confiabilidade e desempenho, bem como a redução de custos formentou o uso dos termos como Microssatélites, Nanosatélites e Picosatélites.

## 1.2 Objetivos

Os objetivos desse trabalho é realizar um estudo analítico e experimental preliminar do Subsistema Elétrico de Potência (EPS) do Cubesat Aldebaran I e seus componentes. Para isso são propostos os seguintes objetivos:

- Analisar o consumo de energia associado ao sistema com base na órbita e aos componentes do nanosatélite Aldebaran I por meio do cálculo de Power Budget.
- Desenvolver um protótipo de um simulador solar de baixo custo.
- Efetuar testes no painel solar do satélite com a luz solar e simulador.
- Efetuar testes no painel solar do satélite com os subsistemas interligados EPS, OBDH e TT&C em luz solar.
- Efetuar ensaios de ciclagem de bateria.
- Simular as curvas características do painel solar.

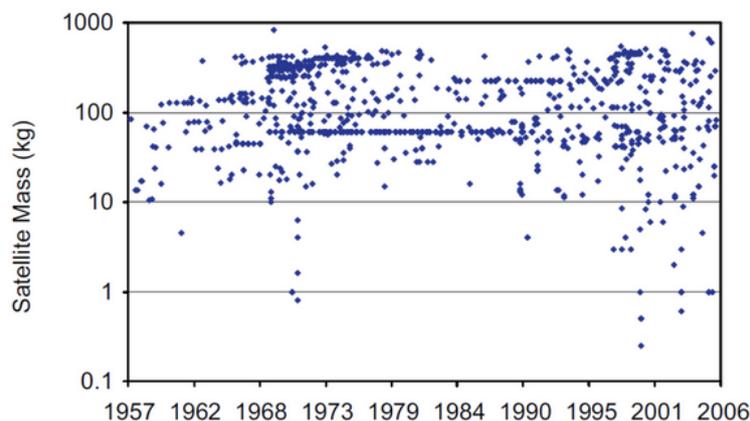
## 2 Fundamentação Teórica

Neste capítulo serão tratados sobre a expansão do uso de nanossatélites, os fatores que os tornam atrativos para o mercado, suas aplicações e desenvolvimento, juntamente com a apresentação sobre a filosofia dos Cubesats. Também serão explicados sobre o sistema elétrico de potência e seus componentes responsáveis pela geração, distribuição e armazenagem de energia, será abordado sobre a missão Aldebaran e características sobre o Cubesat Aldebaran I e as vantagens de se utilizar um simulador solar, os componentes utilizados para o seu projeto e suas aplicações.

### 2.1 Nanossatélites

A indústria de satélites vem permitindo lançamento de satélites com massa cada vez maior, chegando as vezes até 6 toneladas, uma grande evolução se comparado com o lançamento do primeiro satélite Sputnik I em 1957 que possuía apenas 83 kg. Porém atualmente o que está sendo mais atrativo é o lançamento de pequenos satélites pelo baixo custo de lançamento devido a sua massa e tamanho (BARNHART, 2009). A figura 2 representa o crescimento no numero de satélites com massa inferior a 10kg lançados ao longo das ultimas décadas.

Figura 2 – Massa dos satélites lançados nas ultimas décadas.



Fonte: (BARNHART, 2009)

O elevado custo para participar de missões espaciais fez com que pequenos programas voltados a satélite se desenvolvessem em diversos países (WOOD; WEIGEL, 2012), as universidades foram pioneiras na miniaturização dos satélites com desenvolvimento das categorias nanosatélites e picosatélites aos quais os Cubesats pertencem fazendo com que a classificação dos satélites [Tabela 1] passassem por mudanças significativas desde a sua implementação (KRAMER; CRACKNELL, 2008).

Tabela 1 – Classificação de satélites Kramer e Cracknel

Classe	Massa (kg)
Grande	>1.000
Mini	100 - 1.000
Micro	10 - 100
Nano	1 - 10
Pico	0.1 - 1
Femto	0.01 - 0.1

Fonte: (KRAMER; CRACKNELL, 2008)

O preço para a produção de um nanosatélites é variado, cada um possui uma especificidade de acordo com a sua missão, fazendo com que o custo da sua carga útil possa ser elevado, podendo ser até mesmo maior do que toda a composição do satélite, algumas estimativas aproximadas são por exemplo:

- Um CubeSat construído por estudantes em uma universidade pode custar de US\$ 30.000 a US\$ 50.000, ou cerca de US\$ 10.000 por quilo.
- Um CubeSat construído por uma pequena startup ou grupo de pesquisa pode custar de US\$ 100.000 a US\$ 300.000, ou cerca de US\$ 15.000 a US\$ 40.000 por quilo.
- Um CubeSat construído por uma empresa aeroespacial maior pode custar mais de US\$ 500.000 ou mais, ou cerca de US\$ 50.000 a US\$ 100.000 por quilo.
- Um CubeSat construído por uma agência governamental pode custar vários milhões de dólares ou mais, ou cerca de US\$ 100.000 a US\$ 200.000 por quilo.

Os Nanossatélites têm sido usados para uma variedade de propósitos científicos e de pesquisa, como observação da terra, detecção atmosférica, testes biológicos em microgravidade, rastreamento, processamento de materiais ou monitoramento do clima espacial. Eles também foram usados para demonstrações de tecnologia, como testar novos sistemas de propulsão e tecnologias de comunicação (WOELLERT et al., 2011). A Tabela 2 mostra algumas áreas de pesquisas onde os nanossatélites estão presentes.

Tabela 2 – Categorias de missões de nanossatélites

Categoria	Nome	Missão
Astrobiologia	<b>OREOS</b>	Monitoramento espectral UV-visível: materiais orgânicos; efeitos da radiação espacial sobre sobrevivência/crescimento de 2 micróbios
Astronomia	<b>BRITE/CanX-3/TUGSAT-1</b>	Constelação de nanossatélites para asterosismologia
Ciência Atmosférica	<b>SwissCube</b>	Investigação telescópica de fenômenos de brilho do ar atmosférico
	<b>AtmoCube</b>	Interação entre o espaço radiação e atmosfera superior
	<b>FIREFLY</b>	Flashes de raios gama terrestres induzida por um raio
	<b>RAX</b>	Interações plasmáticas do termosfera
Biologia	<b>GeneSat-1</b>	Expressão gênica de E. coli via repórteres fluorescentes em microgravidade
Observação terrestre	<b>QuakeSat</b>	Meça a frequência extra-baixa. magnético ondas de terremotos no espaço
	<b>PRISM</b>	Validação de resolução média observação da terra
Ecologia	<b>NCube2</b>	Grande navio AISb ; rastreamento de renas (NCube1 foi destruído no lançamento)
Eletrônicos	<b>Robusta</b>	Validação dos padrões de teste para o espaço impacto da radiação na eletrônica
Processamento de Materiais	<b>HawkSat 1</b>	Processamento de materiais comerciais pesquisar
Eficácia Farmacêutica	<b>PharmaSat</b>	Resposta à dose do agente antifúngico de levedura em microgravidade
Demonstração Tecnológica	<b>CANX-2</b>	Tecnologia avaliação: sistema de propulsão, rádios, sensores/atuadores de atitude, GPS receptor, espectrômetro IR para poluição
	<b>Libertad-1</b>	1º satélite da Colômbia; teste de sistemas básicos
	<b>MAST</b>	Tecnologia de cabo eletromagnético demonstração
	<b>NANOSAIL-D</b>	3U Cubesat para demonstrar propulsão solar
Clima Espacial	<b>CINEMA</b>	Detecção de partículas subatômicas das tempestades magnéticas do espaço
Telecomunicações	<b>NEMISIS</b>	Espectro de pesquisa 1–1300 MHz: documentar interferência de radiofrequência

Fonte: (WOELLERT et al., 2011)

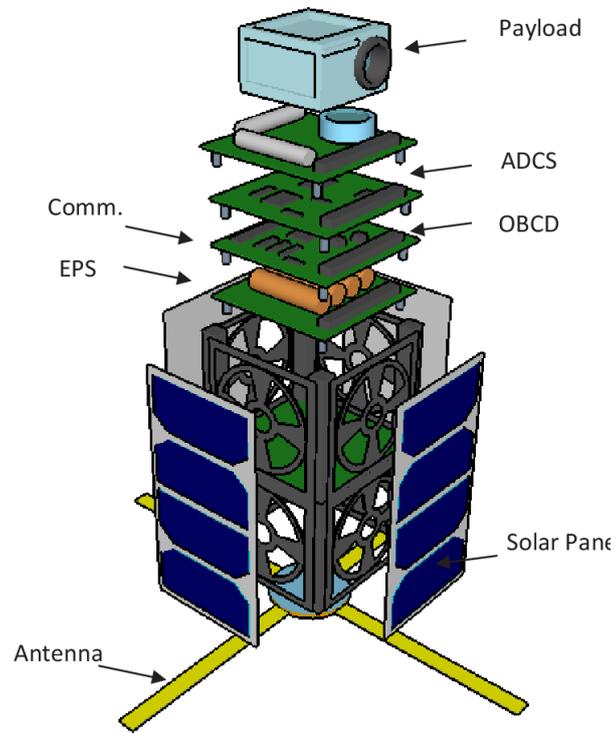
### 2.1.1 Cubesat

O Cubesat é um padrão adotado por centenas de organizações em todo mundo ([Cubesat, 2004](#)), ele foi introduzido pelos professores Jordi Puig-Suari e Bob Twiggs do laboratório de desenvolvimento de sistemas espaciais da Universidade de Stanford na Califórnia em 1999 ([PUIG-SUARI, 2001](#)). O seu design é limitado pelo seu tamanho e peso, que deve caber no fator de forma padrão de Cubesat 1U que deve ter 10x10x10 cm e um peso máximo de 1,33 kg.

Segundo ([DARBALI-ZAMORA et al., 2018](#)) os subsistemas que compõem um Cubesat [Figura 3] são essenciais para a sua funcionalidade e desempenho, sendo eles:

- **Sistema Elétrico de Potência (EPS):** É o responsável por fornecer energia aos sistemas e componentes do Cubesat normalmente ele é composto por painéis solares, baterias e unidades de gerenciamento de energia.
- **Sistema de Comunicação (TT&C):** Lida com a transmissão e recepção de dados de e para um Cubesat, ele normalmente inclui antenas, transceptores e moldem.
- **Sistema de Determinação e Controle de Atitude (ADCS):** É o responsável por determinar e controlar a orientação do satélite no espaço, ele inclui sensores, atuadores e algoritmos de controle.
- **Sistema de Tratamento de Dados (OBDH):** Gerencia o armazenamento, processamento e distribuição de dados dentro de um Cubesat, ele normalmente inclui um microcontrolador, memória e interface de dados.
- **Carga Útil:** É o sistema responsável pela missão específica do Cubesat e pode incluir uma variedade de sensores e instrumentos, como câmeras, espectrômetros e detectores de radiação.
- **Sistema de Controle Térmico:** Este subsistema gerencia a temperatura do satélite e seus componentes para garantir que permaneçam dentro dos limites operacionais seguros. Pode incluir aquecedores, termistores e isolamento térmico.
- **Estrutura:** Fornece a estrutura física e suporte mecânico para o Cubesat e seus subsistemas.

Figura 3 – Estrutura de um Cubesat



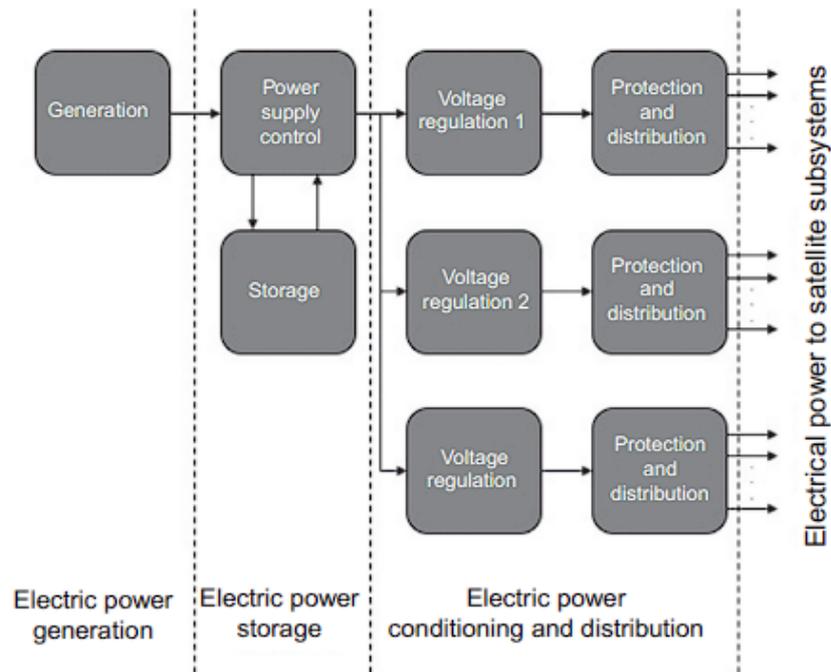
Fonte: (DARBALI-ZAMORA et al., 2018)

## 2.2 Sistema Elétrico de Potência

Devido ao tamanho do Cubesats, um dos principais desafios durante o processo de design da missão é projetar um sistema elétrico de potência (EPS) que garanta energia elétrica suficiente para a carga útil e o barramento do sistema durante toda a missão.

A figura 4 mostra os componentes básicos do EPS conectado às seguintes outras unidades do satélite: os painéis solares que são responsáveis pela geração de energia elétrica, a bateria pelo armazenamento a energia colhida e a regulação, proteção e distribuição de energia para o resto dos subsistemas através dos barramentos. Deve-se entender o comportamento por trás da geração de energia elétrica em órbita, para dimensionar e selecionar os componentes adequados no bloco de geração de energia elétrica (SELLERS, 2005).

Figura 4 – Sistema em blocos dos componentes do EPS



Fonte: (GARCIA, 2021)

Segundo (GARCIA, 2021) o responsável pelo EPS precisa entender como é o comportamento por trás da geração de energia elétrica do satélite em órbita para analisar o quanto de energia pode ser gerada através dela. De acordo com (WESTON et al., 2018) há diversas formas de obter energia em órbita, porém a mais adequada depende do tempo e tipo de missão, existem vários tipos de tecnologias para geração de energia no espaço como energia química, solar e nuclear. Os painéis fotovoltaicos e os geradores termoelétricos radioisótopos (RTG) são recomendados quando a operação dura vários meses e geralmente são utilizados em satélites, enquanto baterias e células de combustível para poucos dias como as utilizadas em veículos lançadores.

De acordo com (GARCIA, 2021), as fontes de energia química para satélites referem-se principalmente aos vários tipos de baterias químicas. As fontes de energia nuclear são principalmente os geradores termoelétricos - RTG, que são uma alternativa de energia para missões de espaço profundo onde o fluxo de radiação solar diminui a proporção em que se distancia do sol, a partir do planeta Júpiter os geradores se tornam uma alternativa mais interessante.

De acordo com a figura 5, é possível observar a Sonda Cassini que possui um gerador termoelétrico com 33 kg de plutônio com uma operação que durou 20 anos, a Sonda Galileo representada na figura 6 também utilizou um gerador termoelétrico com 15 kg de plutônio, possuindo uma duração de operação de 13 anos e 11 meses e as Sondas Voyage 1 e 2 representadas na figura 7 que possuem a mesma fonte de energia com 4,5 kg de plutônio que ainda está em operação desde 1977.

Figura 5 – Sonda Cassini



Fonte: ([The European Space Agency, 2017](#))

Figura 6 – Sonda Galileo sobre Júpiter



Fonte: ([PDS: The Planetary Atmospheres Node, 2022](#))

Figura 7 – Sonda Voyage 2



Fonte: ([Jet Propulsion Laboratory - NASA, 2017](#))

A geração de energia solar é utilizado na maioria dos nanossatélites, de acordo com o relatório da NASA sobre estado da arte da tecnologia de pequenas naves espaciais, 85% dos nanossatélites até o ano de 2010 estavam utilizando células solares para geração de energia ([WESTON et al., 2018](#)).

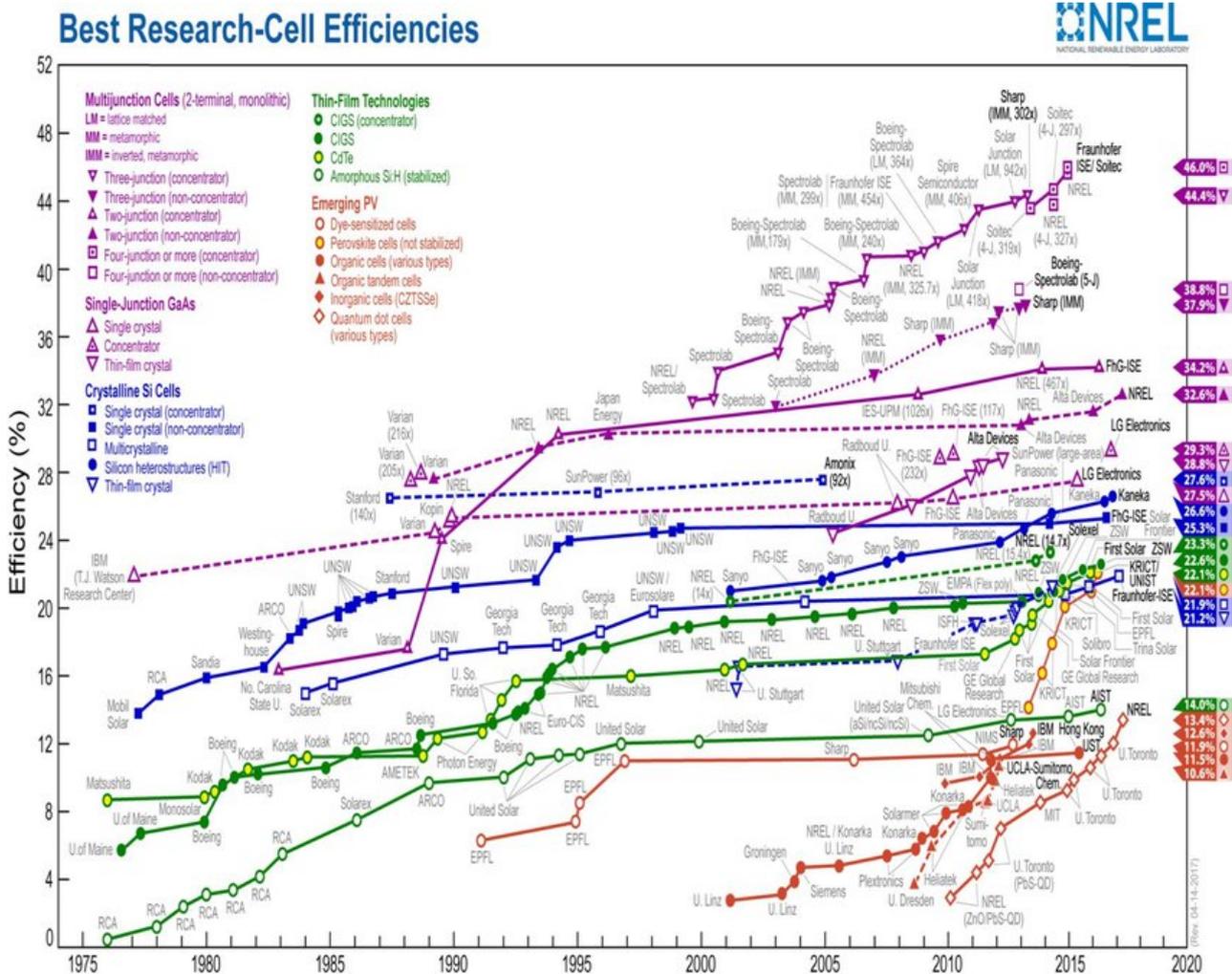
### 2.2.1 Painel Solar

As células solares são dispositivos criados para aproveitar o efeito fotovoltaicos, foram criadas usando diferentes tipos de materiais semicondutores e técnicas para melhorar a eficiência da transformação de energia. Os materiais mais comuns usados em células solares comerciais são silício (Si) que possui uma eficiência média e arsenieto de gálio (GaAs) podendo ser de tripla ou quadrupla junção com outros elementos possuindo uma alta eficiência.

Baseado no processo de fabricação, as células solares podem ser monocristalinas apresentando maior eficiência e alto custo, policristalinas que são menos eficientes que as células monocristalinas

e mais baratas ou amorfas de filme fino que são células solares flexíveis com baixa eficiência. As células solares mais comuns para Cubesats são baseadas na tecnologia GaAs monocristalina e podem atingir até 30% de eficiência ou um pouco acima (SELLERS, 2005). A figura 8 abaixo representa a eficiência energética dos painéis solares nos últimos anos.

Figura 8 – Evolução da eficiência das células solares

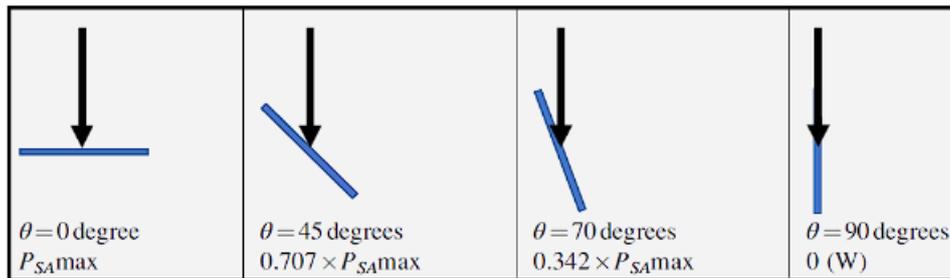


Fonte: (LIU; LI; LI, 2018)

A potência máxima gerada pela célula solar é quando o ângulo de incidência é igual a zero graus [Figura 9]. Por esse motivo, alguns satélites requerem o uso de matrizes de rastreamento solar ou sistemas de controle de atitude específicos, para garantir a geração máxima de energia

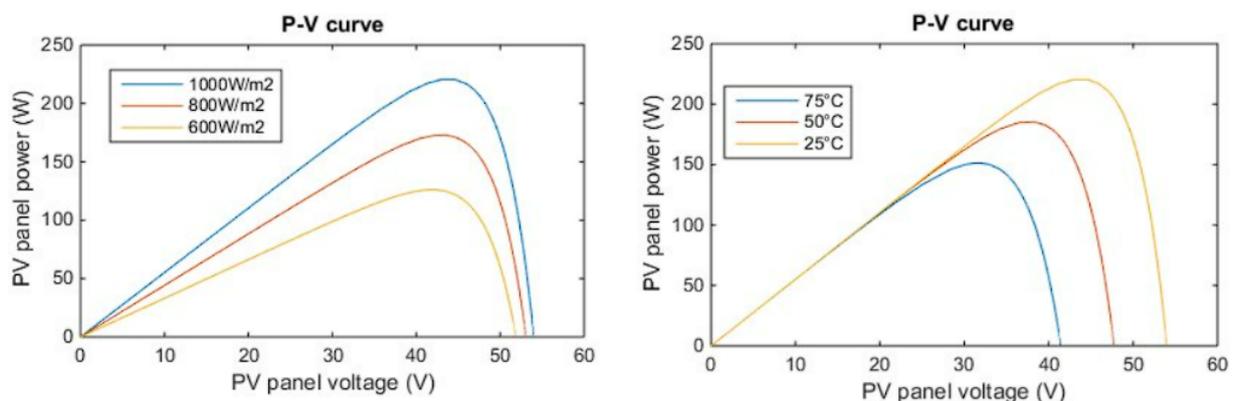
(SELLERS, 2005). Determinados fatores precisam ser considerados na avaliação do desempenho das células solares que podem ser afetados por altas temperaturas acima de 28°C, degradação das células solares e eclipses [Figura 10]. Normalmente, a eficiência das células solares é reduzida entre 0,025% e 0,075% por grau Celsius quando a temperatura aumenta acima de 28°C (GARCIA, 2021).

Figura 9 – Potencia solar gerada por angulo de incidência



Fonte: (GARCIA, 2021)

Figura 10 – Curvas características de operação das células solares



Fonte: (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011)

## 2.2.2 Baterias

As baterias podem ser classificadas em dois grupos principais: baterias primárias que não são recarregáveis e baterias secundárias que podem ser recarregadas. Considerando que um Cubesat em órbita terrestre baixa (LEO) pode sofrer um eclipse 15 vezes por dia, uma missão

de 2 anos pode enfrentar um eclipse mais de 1000 vezes (GARCIA, 2021). Por este motivo é necessário o uso de baterias recarregáveis.

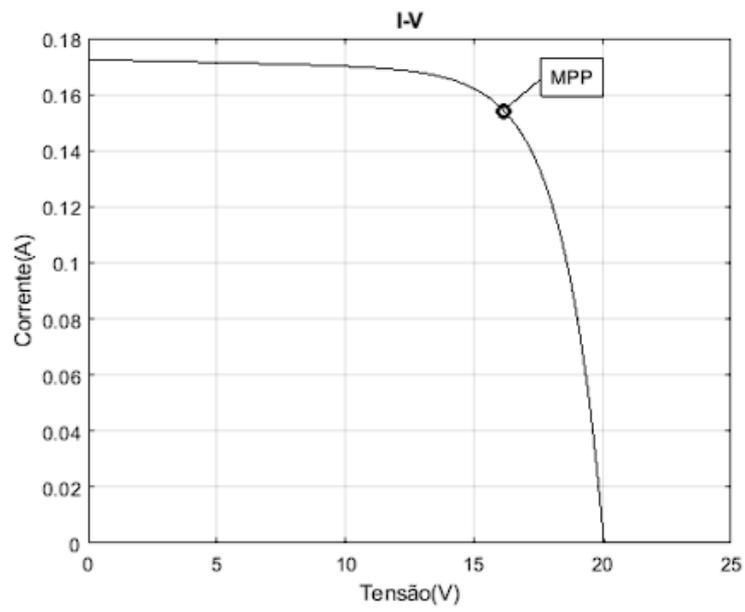
Existem vários tipos de baterias secundárias usadas para Cubesats, as mais utilizadas em missões são de íon de lítio (Li-ion) e polímero de lítio - (LiPo) (YUSUF; PRABOWO, 2012). A seleção do tipo de bateria depende principalmente da missão e dos parâmetros de capacidade de energia (Wh), energia específica (Wh/kg) e tensão (V). As baterias de íons de lítio 18650 são amplamente utilizadas em missões espaciais que envolvem nanossatélites (KRAUSE et al., 2020), elas têm uma faixa de temperatura de carga de 0 a 45°C e uma faixa de temperatura de descarga de 20°C a 60°C (KNAP; VESTERGAARD; STROE, 2020). O frio extremo e o calor elevado reduzem a aceitação de carga, portanto, a bateria deve ser levada a uma temperatura moderada antes de carregar (SELLERS, 2005).

Os aquecedores elétricos são uma alternativa para evitar baixas temperaturas, elas são instaladas próximo as baterias que geralmente são montadas também com dissipadores de calor para manter as baterias na faixa de temperatura adequada para evitar a redução da sua vida útil (RAPOLU et al., 2018). O parâmetro de profundidade de descarga (DOD) indica a porcentagem da bateria que foi descarregada em relação à capacidade total da bateria. A vida útil do ciclo é definida como o número de ciclos (com um DOD de 100%) que uma célula pode executar antes que sua capacidade caia para 80% de sua capacidade inicial reduzindo o seu desempenho (SELLERS, 2005).

### 2.2.3 Distribuição de Energia

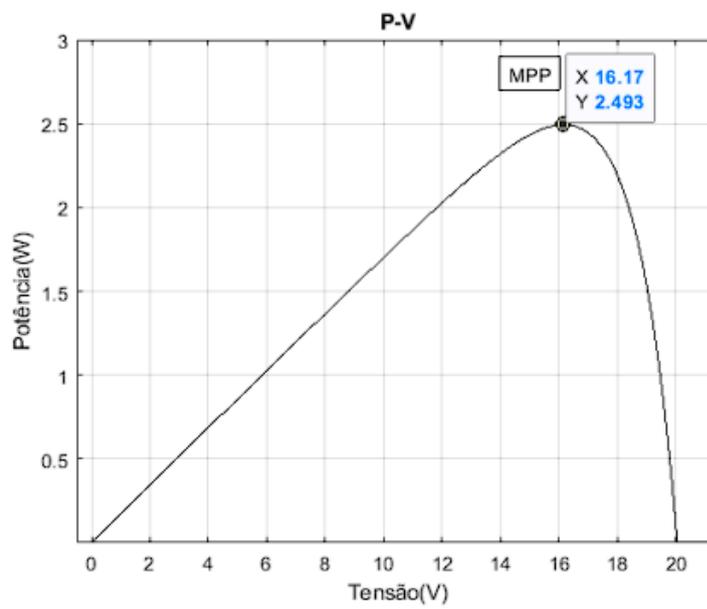
Existem muitas técnicas para controlar a energia elétrica, mas as duas principais estratégias usadas nos controles de fonte de alimentação do Cubesat são a transferência direta de energia (DET) e o rastreador de potência de pico (PPT) (GARCIA, 2021). Todas as células solares têm uma curva única de corrente por tensão (I/V) [Figura 11] e uma curva de potência por tensão (W/V) [Figura 12] que descreve a saída de energia com base nas variações de tensão e corrente. Há um ponto na curva que representa o ponto de saída de potência máxima (MPP) (REZK; ELTAMALY, 2015).

Figura 11 – Curva Corrente x Tensão



Fonte: (BATISTA, 2022)

Figura 12 – Curva Potência x Tensão



Fonte: (BATISTA, 2022)

A técnica DET é a maneira mais fácil de controlar a eletricidade gerada. Dado que a tensão de saída das células solares é constante e a corrente total varia dependendo do local de operação na curva I/V ([GARCIA, 2021](#)), esta técnica pode desperdiçar energia. A técnica PPT ajusta constantemente a corrente e a tensão das células solares para permanecer no MPP maximizando a energia gerada.

## 2.2.4 Power Budget

Os painéis solares são compostos por células solares que, por diversos fatores, irão reduzir a potência gerada ao longo do tempo, o que deve ser considerado em uma análise de Power Budget (PB). Existem várias maneiras de criar um orçamento de energia; alguns deles são muito complexos e requerem o uso de ferramentas de software adicionais como o System Tool Kit (STK) da Analytical Graphics para simular diversas condições.

## 2.3 Missão Aldebaran

A missão Aldebaran-I envolve a produção de um nanossatélite em uma parceria entre a Agência Espacial Brasileira (AEB) e a Universidade Federal do Maranhão (UFMA), ele tem como objetivo primordial o salvamento de embarcações pesqueiras na costa maranhense ([Agência Espacial Brasileira, 2021](#)). E, por último, se visa, no quesito educacional e profissional, a aplicação dos conhecimentos adquiridos pelos discentes para a composição de nanossatélites e no rastreamento e operação dos mesmos ([Federação dos Municípios do Estado do Maranhão, 2021](#)).

### 2.3.1 Aldebaran-I

O Aldebaran-I é um nanossatélite no padrão Cubesat, de 1U (10x10x10cm), que integrará os subsistemas ou módulos responsáveis por garantir seu pleno funcionamento e o cumprimento da missão para a qual foi designado. O satélite será composto por subsistemas de telecomunicações de serviço (TT&C), subsistema de potência e energia (EPS) e seis painéis solares, além de um controle de atitude passivo feito por duas barras de histerese alojadas na estrutura do Cubesat ([Agência Espacial Brasileira, 2021](#)).

## 2.4 Simulador Solar

As principais vantagens de realizar medições de energia fotovoltaica com simuladores solares em vez de diretamente na luz solar natural são a alta reprodutibilidade das medições devido ao ambiente de teste controlado e nenhuma influência de condições climáticas dinâmicas (NYGREN, 2014).

Por outro lado, a simulação solar feita em condições artificiais sofre devido à imperfeições das fontes de luz e a dissimilaridade da luz solar natural, levando a uma série de fontes de erro como a flutuação na irradiância, a distribuição de irradiância espectral imprecisa e a distribuição de irradiância não uniforme (SCHUBERT et al., 2015). Um simulador solar pode, em sua forma mais simples, ser definido como composto de três componentes principais uma fonte de luz com fonte de alimentação associada, um dispositivo óptico para modificar o feixe de saída, a estrutura, regulação e controle (NYGREN, 2014).

### 2.4.1 Fonte de Iluminação

Segundo (U.S. EPA Green Lights Program, 1995), (Illuminating Engineering Society, 2000) e (Carl Zeiss, 2019e), quando se trata de selecionar as fontes de luz a serem usadas na simulação solar, há uma série de fatores importantes que podem ser avaliados para obter os melhores resultados possíveis:

- **Potência da lâmpada:** É o principal indicador do fator relativo de intensidade. Dentro do mesmo tipo de fonte, geralmente uma potência mais alta fornecerá níveis mais altos de intensidade. Porém se a irradiância alcançada for maior do que o desejado, é indicado reduzir a potência de entrada abaixo do valor nominal, porém pode introduzir distorções nas características da luz.
- **Fonte de alimentação ou reator:** É responsável por fornecer a lâmpada com a tensão necessária e amplificadores. Dependendo do design da lâmpada, os requisitos podem variar muito em preço e complexidade. Hoje já podem ser encontrados lâmpadas que vem com o próprio circuito, não necessitando de reator.
- **Tamanho da fonte ou comprimento do arco:** Descreve o tamanho da parte emissora de luz da lâmpada. Isso é de interesse especial ao considerar refletores para focar a saída

de uma lâmpada, por exemplo, como um refletor parabólico é baseado no conceito de uma fonte de tamanho pontual no ponto focal para fornecer uma saída paralela.

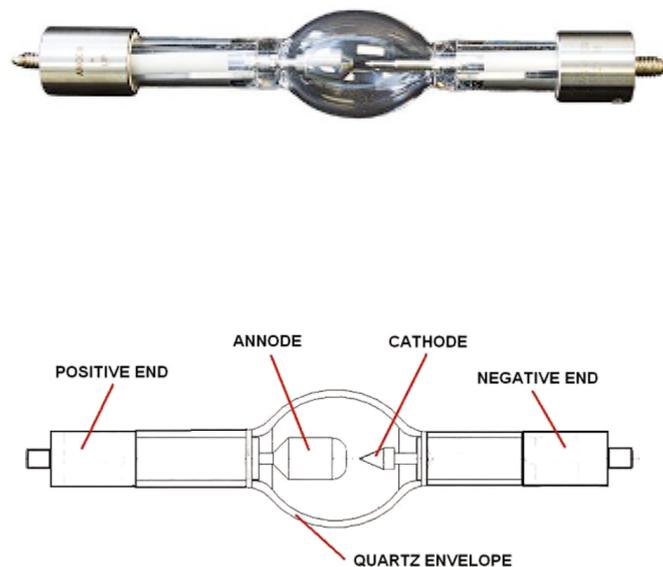
- **Curva de distribuição de intensidade:** Ilustra a saída direcional da lâmpada ou a forma desta curva é regida pela estrutura interna e pelo invólucro da lâmpada. Componentes ópticos, como refletores e refratores, devem ser projetados com este gráfico em mente.
- **Temperatura de cor:** É a saída de radiação em comparação com a de um superfície ideal do radiador de corpo negro. Este valor nos diz a distribuição relativa de espectro conteúdo, de baixa temperatura (Infravermelho) a alta temperatura (Ultravioleta).
- **Luminância:** É um dos parâmetros comumente listados para descrever o caráter de uma lâmpada. Infelizmente, esses valores são de uso limitado, considerando que o parâmetro na verdade, descreve apenas a quantidade de saída de luz visível da fonte, enquanto que para energia solar aplicações de simulador é preciso levar em conta o espectro estendido que contém radiação UV e IR também.
- **Distribuição espectral:** É o conteúdo eletromagnético irradiado da fonte, exibindo o quanto da radiação que faz parte de intervalos de comprimento de onda específicos e podem revelar linhas de emissão de banda estreita características
- **Índice de renderização de cores:** Revela quão bem a iluminação da fonte de luz compara com uma fonte de referência. Juntamente com a temperatura da cor, dá uma indicação numérica estimativa de qual referência melhor se aproxima da luz e qual é a diferença.

Atualmente há diversas fontes de iluminação, as mais eficientes para alimentar painéis solares são as baseadas em descarga de plasma (lâmpadas de arco) ou incandescência (tungstênio lâmpadas halógenas), elas requerem um período considerável após a ignição para atingir o equilíbrio térmico que é um fator que pode afetar a estabilidade temporal, espacial e espectral (NYGREN, 2014). As lâmpadas também produzem uma significativa nível de calor, incluindo diodos emissores de luz, também exibem uma dependência da saída de emissão em a temperatura da fonte (U.S. EPA Green Lights Program, 1995).

#### 2.4.1.1 Lâmpadas de arco de xenônio

A lâmpada de arco de xenônio [Figura 13] é uma lâmpada de descarga de alta intensidade (HID), onde a luz é gerada pela condução de eletricidade através do gás xenônio ionizado e altamente pressurizado, formando um arco voltaico entre dois eletrodos (Solar Light, 2022).

Figura 13 – Lâmpada de arco xenônio

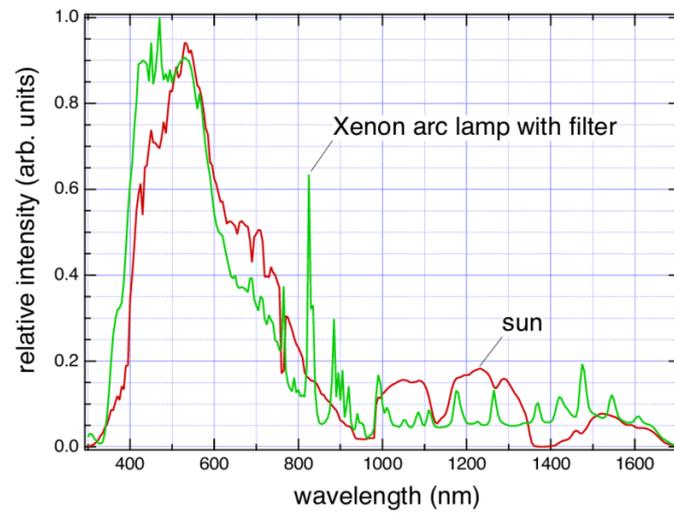


Fonte: (Solar Light, 2022)

A lâmpada é impermeável a maioria das temperaturas, tem um baixo coeficiente de expansão térmica, podem suportar alta pressão e possui propriedades óticas que permitem a transmissão de alta eficiência da maior parte da luz (Carl Zeiss, 2019d). As lâmpadas de arco de xenônio de alta potência e seus componentes eletrônicos possuem uma aplicação específica e custam até 10 vezes o custo do watt das fontes de luz comum (PETRASCH et al., 2007).

O espectro de emissão que corresponde ao espectro solar de perto e apresenta boa estabilidade no características de cor do pequeno arco que irradia intensamente como um corpo escuro de 5500 - 6000 K [Figura 14].

Figura 14 – Comparação do espectro de uma lâmpada de arco xenônio com o sol



Fonte: (REBER et al., 2005)

#### 2.4.1.2 Lâmpadas de Haleto metálico

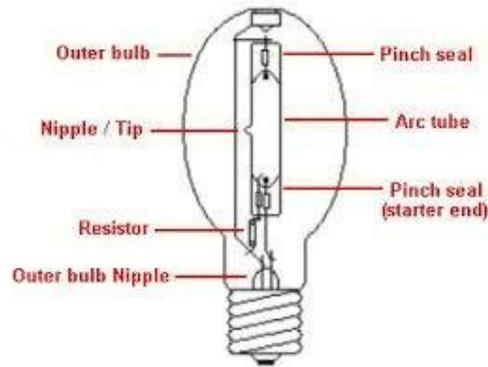
As lâmpadas de Haleto metálico [Figura 15] são uma forma de iluminação de alta intensidade contendo também gases como pressão significativa (TUN; MALAYSIA; HAFIZ, 2020). Uma lâmpada de Haleto metálico é composta principalmente de um tubo de arco junto com os eletrodos correspondentes, um bulbo externo e uma base de conexão [Figura 16].

Figura 15 – Lâmpadas de Haleto metálico



Fonte: (Rsdelivers, 2022)

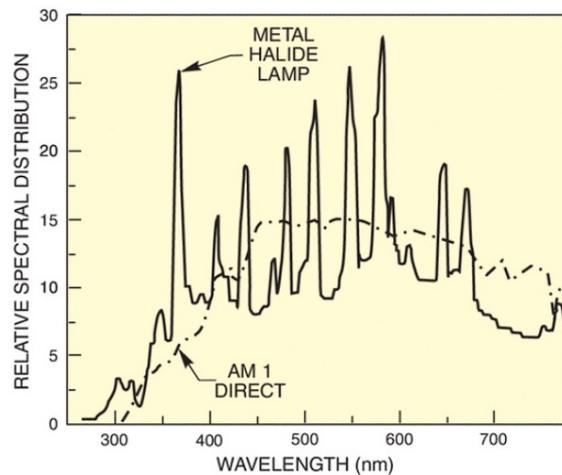
Figura 16 – Composição das lâmpadas de Haleta metálico



Fonte: (TUN; MALAYSIA; HAFIZ, 2020)

As lâmpadas de Haleta metálico são fontes de luz eficientes próximas a uma fonte pontual ideal que são fortes na saída UV e visível, mas o espectro é dominado por fortes linhas de emissão muito parecidas com lâmpadas de mercúrio, a única exceção é que produz uma saída mais forte nas regiões entre as linhas espectrais (U.S. EPA Green Lights Program, 1995). O espectro pode ser observado na Figura 17 onde ele é comparado com a irradiação solar [AM1], ele pode ser variado pelo uso de diferentes combinações de metais no tubo de arco, mas o espectro de emissão não filtrado não corresponde ao espectro de luz solar tão próxima quanto as lâmpadas de arco de xenônio (Carl Zeiss, 2019c).

Figura 17 – Espectro da lampada de Haleta metálico comparada com a irradiação solar [AM1]

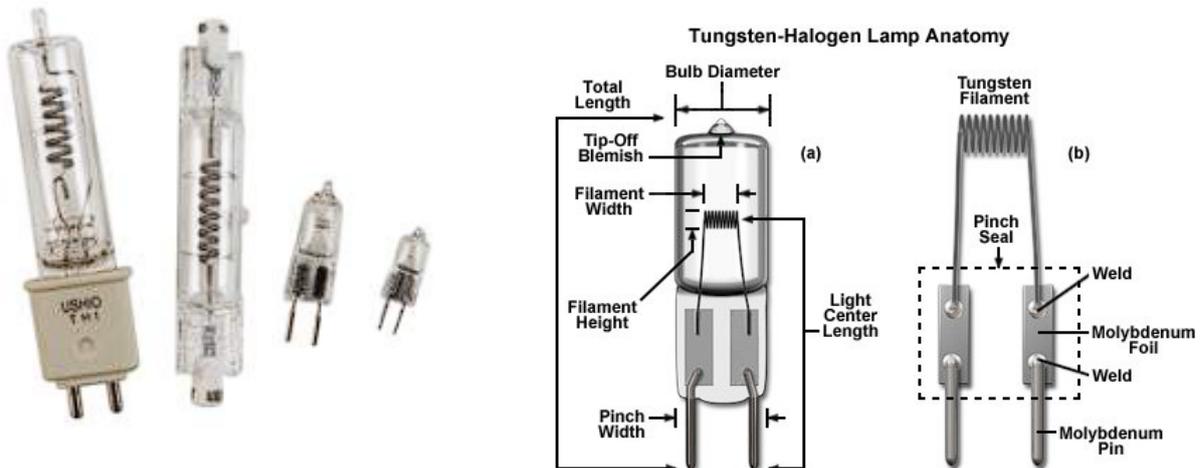


Fonte: (MKS Newport, 2022b)

### 2.4.1.3 Lâmpadas de tungstênio

A lâmpada de tungstênio [Figura 18] consiste em poucos componentes, sendo eles um filamento de tungstênio conectado a ex conectores externos através de uma folha selada no lugar por vidro comprimido (MKS Newport, 2022a). Tal como acontece com as lâmpadas de arco, a lâmpada envelope de vidro contendo o gás de enchimento de escolha é geralmente feito de vidro de quartzo de sílica fundida para é propriedades térmicas e resistentes à pressão. O gás halogênio em lâmpadas halógenas de tungstênio ajuda a depositar novamente o tungstênio evaporado de volta no filamento quente, em vez de escurecer o envelope, em um ciclo conhecido como ciclo regenerativo do halogênio (NYGREN, 2014).

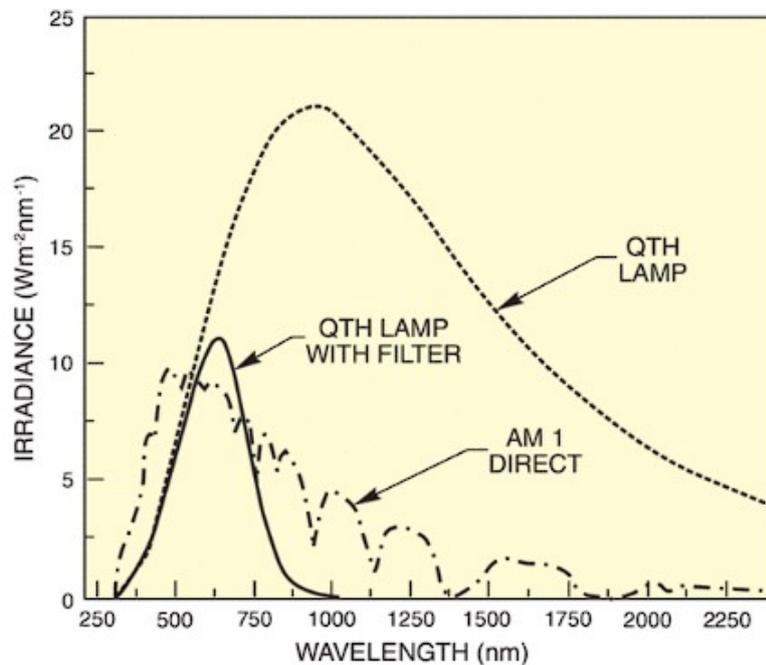
Figura 18 – Lâmpadas de tungstênio



Fonte: (Carl Zeiss, 2019f)

Estas lâmpadas são consideradas fontes populares visíveis e de infravermelho próximo (NIR) devido a sua curva espectral suave e saída estável [Figura 19]. Eles são considerados particularmente estáveis e são sob condições normais de operação sujeitas apenas a níveis menores de saída temporal e espacial flutuação (Carl Zeiss, 2019f). Quando uma lâmpada halógena de tungstênio com potência regulada atinge a temperatura operacional, ela pode permanecer extremamente estável por longos períodos de tempo devido à alta inércia térmica do filamento.

Figura 19 – Espectro das lâmpadas de tungstênio



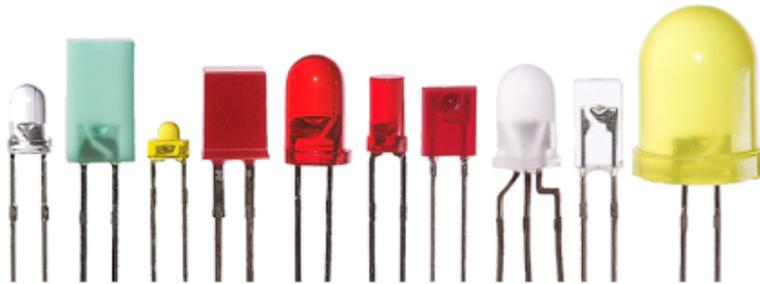
Fonte: (MKS Newport, 2022a)

As lâmpadas halógenas de tungstênio são lâmpadas incandescentes que operam como radiação térmica, o que significa que a luz é gerada pelo aquecimento do filamento a alta temperatura operacional, onde temperaturas mais altas resultam em luz mais brilhante emitida (Carl Zeiss, 2019f). Sua emissão espectral está intimamente assemelha-se a um radiador de corpo negro, no entanto, as lampadas halogenas de tungstênio de quartzo são mais brilhantes quando estão operando em cores, suas temperaturas são em torno de 3200-3400 K devido ao ponto de fusão do tungstênio (NYGREN, 2014).

#### 2.4.1.4 Diodos Emissores de luz (LED)

Um diodo emissor de luz (LED)[Figura 20] é um dispositivo optoeletrônico que gera luz através da eletroluminescência. Ele contém a junção P-N, em que dois semicondutores do tipo P e do tipo N são ligados. Na heterojunção, a corrente gera elétrons e lacunas, que liberam sua energia porções como fótons quando se recombinam (LÓPEZ-FRAGUAS; SÁNCHEZ-PENA; VERGAZ, 2019).

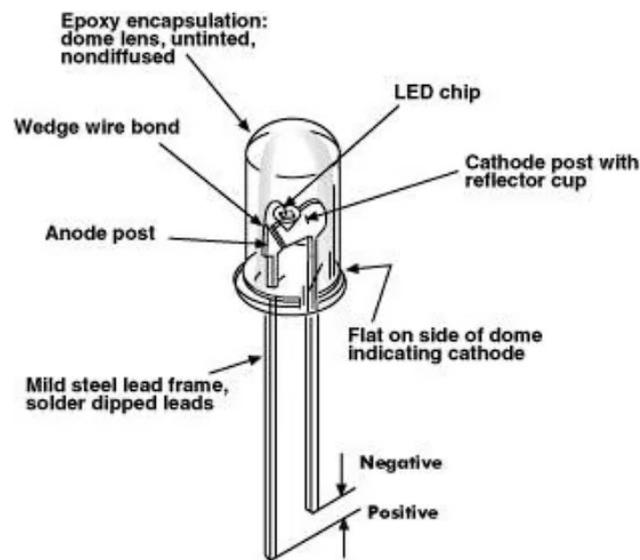
Figura 20 – Lâmpadas de LED



Fonte: (LED Today, 2022)

A estrutura básica de um LED típico consiste na material semicondutor (a matriz ou chip), uma estrutura na qual a matriz é montada e o material de isolamento ao redor do conjunto [Figura 21]. Na maioria dos casos, o semicondutor LED é suportado em um copo refletor que está ligado ao cátodo, enquanto a face superior do chip está conectada com um fio de ligação de ouro ao ânodo (LÓPEZ-FRAGUAS; SÁNCHEZ-PENA; VERGAZ, 2019).

Figura 21 – Composição das Lâmpadas de LED



Fonte: (BrightHub Engineering, 2021)

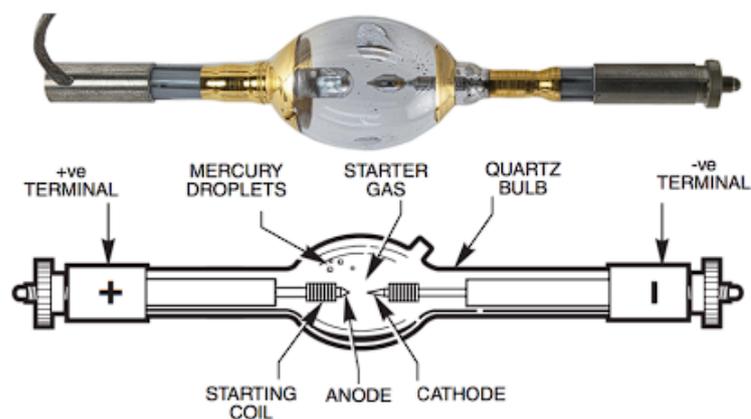
Devido à sua natureza diferente em comparação com lâmpadas de arco e lâmpadas de filamento, os LEDs são entre os melhores em termos de estabilidade temporal e espacial (LEARY et al., 2017). Desde que sejam operados em condições razoáveis, podem esperar uma vida útil significativamente mais longa do que outras lâmpadas, onde alguns fabricantes garantem uma vida útil individual de 100.000 horas antes de ver uma perda de 30% da intensidade (Carl Zeiss, 2019a).

A distribuição uniforme é possível fazer com LEDs suficientes embalados juntos, e a modelagem do feixe é muito flexível devido ao posicionamento individual das fontes de luz direcionadas (LÓPEZ-FRAGUAS; SÁNCHEZ-PENA; VERGAZ, 2019). Quão sempre o mesmo que um espectro quase contínuo possa ser montado, o principal desafio está em gerar intensidade alta o suficiente para que a luz seja adequada para simulação da luz solar (LEARY et al., 2017).

#### 2.4.1.5 Lâmpadas de mercúrio

As lâmpadas de arco de mercúrio [Figura 22] contêm gás inerte como xenônio ou argônio, bem como uma quantidade específica de mercúrio metálico. Quando a lâmpada é acesa, ela começa a aumentando a pressão para 75 atm, e as gotículas de mercúrio vaporizam. É importante que a lâmpada é operada na posição vertical com o ânodo na parte inferior para o mercúrio sustentar vaporizar antecipadamente (Carl Zeiss, 2019b).

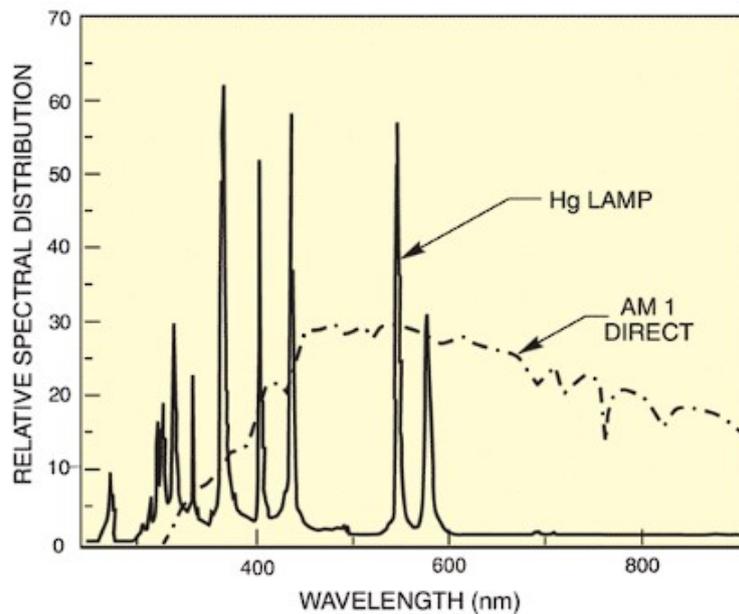
Figura 22 – Lâmpadas de Mércurio



Fonte: (Lamps & Tubes, 2020)

Em comparação com as lâmpadas incandescentes, como as lâmpadas halógenas de tungstênio, as lâmpadas de mercúrio fornecem 1000-10000% mais brilho. No entanto, fornece muito excesso de energia em o espectro ultravioleta, bem como uma série de proeminentes linhas de emissão espectral sobrepostas que pode ser até 100 vezes mais brilhante do que a emissão contínua entre as linhas (NYGREN, 2014). Grande parte da energia no espectro visível e ultravioleta está concentrada nessas linhas e a região de emissão espectral relativamente contínua em torno de 600-1000 nm [Figura 23] não é mais brilhante na saída do que a lâmpada de arco de xenônio que apresenta consideravelmente menos linhas de emissão em geral (MKS Newport, 2022b). No entanto a lâmpada pode fornecer iluminação intensa sobre partes da região visível com o uso de de filtros (Carl Zeiss, 2019b).

Figura 23 – Espectro da Lâmpada de Mércurio



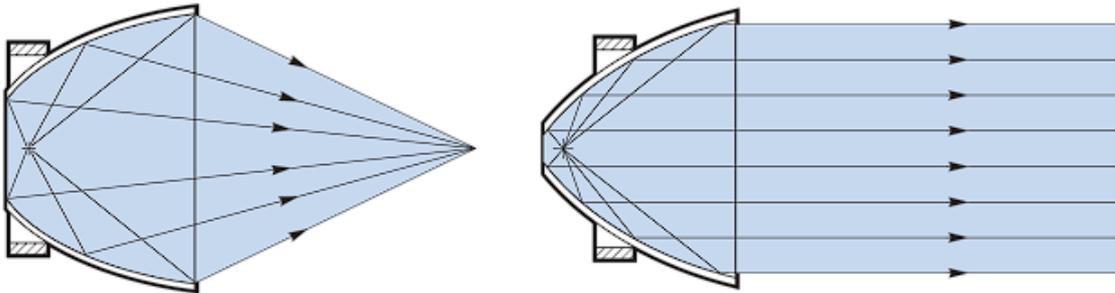
Fonte: (MKS Newport, 2022b)

## 2.4.2 Refletores

Como a maioria das fontes de iluminação distribuem sua radiação para fora em várias direções. É necessário utilizar refletores para coletar a saída da lâmpada em um feixe concentrado e utilizável, que foca ou colima a radiação emitida pela fonte de luz (NYGREN, 2014).

Os refletores variam amplamente em forma de geometria e recursos, variando de simples côncavos espelhos até geometrias complexas como parabólicas, elípticas ou esféricas [Figura 24] que podem organizar e direcionar a radiação de forma mais eficaz (Oriell Sales, 2019).

Figura 24 – Refletor Elíptico e Paraboloidal



Fonte: (Oriell Sales, 2019)

Uma abertura variável pode ser usada para melhorar a colimação da saída de uma fonte de luz ou para a magnitude da saída do simulador bloqueando partes da irradiação sendo encontrado em uma série de simuladores solares comerciais (Oriell Sales, 2019).

### 2.4.3 Lentes

O último componente de um simulador solar que inclui componentes de concentração são as lentes de contato com características determinadas pela dispersão da luz que entra na lente, como que a saída seja paralela e adequada para iluminação uniforme do plano de trabalho. A lente é frequentemente encontrado em uma forma plano-convexa ou equivalente, e pode ser referido como um condensador lente (Carl Zeiss, 2019e).

As lentes prismáticas podem ser feitas de vidro, acrílico ou policarbonato. O vidro é um material muito durável que permanece claro ao longo da vida, embora possa ser pesado, frágil e mais caro do que materiais plásticos (NYGREN, 2014). O acrílico permanece transparente ao longo da vida, é muito mais leve que o vidro, mas racha facilmente, no entanto as lentes de policarbonato são mais resistentes, mas muitos policarbonatos amarelam baixo e tornam-se quebradiços com a exposição à radiação UV (SCHWARTZ, 2003).

## 3 Materiais e Métodos

Nesse capítulo são detalhados os materiais e métodos utilizados no estudo analítico experimental preliminar do Subsistema Elétricos de Potência. Para análise de Power Budget do Cubesat Aldebaran são utilizados dados sobre a altitude, orbita e características do painel solar, com base nos cálculos do orbital e análise de consumo dos subsistemas estima-se a capacidade da bateria e a comparação entre a potencia requerida e a gerada em orbita. Para o projeto do simulador solar foram utilizados materiais sucata do almoxarifado como: dissipadores, exaustores, fontes, refletor e suporte que foram integrados juntamente com células de LED branco frio de 50W e células LED hidropônicas de 20W que abrange uma grande parte do espectro solar para o desenvolvimento do simulador. Os testes de baterias foram realizados por um carregador Turnigy Accucell-6 onde foram feitos carga e descarga em baterias de modelo ICR18650 da Samsung, US18650VTC6 Sony e baterias formato fornecidas pela SpaceLab. Foram também realizados ensaios com painel solar isolado no simulador solar e sobre incidência solar e com o painel juntamente com o EPS, OBDH e TT&C onde foram analisados a tensão, corrente, temperatura e o tempo de ensaio. Para plotar a curva característica do painel solar é utilizado o software Simulink onde foram adicionados os parâmetros das células fornecidos pelo fabricante do painel.

### 3.1 Análise de Power Budget do Aldebaran

A análise de Power Budget é indispensável para determinar a margem de geração de energia do painel solar [PSAM] e a capacidade da bateria [Batt] necessária para a missão específica, para essa análise vamos utilizar o exemplo do livro CubeSat Handbook: From Mission Design to Operations ([GARCIA, 2021](#)).

O Power Budget do Aldebaran I é dependente dos dados da altitude e da orbita do satélite, pois eles irão definir o período em que este irá ficar sobre a sombra da terra afetando diretamente o sistema de suprimento de energia. Sendo assim é preciso calcular os parâmetros da orbita para determinar em qual instante o satélite estará sob o regime de eclipse.

O período da orbita do satélite Aldebaran I [T] pode ser calculado de acordo com as equações (3.1) e (3.2), onde [R] representa o raio da terra, [ $\mu$ ] a constante gravitacional da terra e [h] a altitude do satélite.

$$T = \sqrt{\frac{4\pi^2 R^3}{\mu_{terra}}} \quad (3.1)$$

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(R+h)^3}{\mu_{terra}}} \quad (3.2)$$

O raio angular da terra (3.3) é necessário para calcular o tempo de eclipse (3.4) e o tempo de luz solar (3.5), sendo importante determinar quanta energia pode ser gerada durante o tempo de sol e quanta energia as baterias devem fornecer durante o tempo de eclipse.

$$\rho = \sin^{-1}\left(\frac{R}{h+R}\right) \quad (3.3)$$

$$TE = \frac{2\rho}{360^\circ} T \quad (3.4)$$

$$TS = T - TE \quad (3.5)$$

Como o satélite atualmente possui dois cenários possíveis para o lançamento, nas quais estão entre 600 km e 650 km, foram obtidos períodos de orbita para cada cenário, assim mesmo como tempo sob eclipse e incidência solar. Para obter o resultado dessas equações acima foi-se utilizado o Matlab juntamente com os parâmetros da orbita do Aldebaran I que estão na tabela 3.

Tabela 3 – Parâmetros do Orbital

Parâmetros	Referência	Valor	Comentários
Altitude do Satélite	h	600 - 650 km	LEO
Inclinação da Orbita	$\beta$	90° - 97.8°	Orbita Polar
Raio da Terra	R	6378.1 km	
Densidade Solar	$P_{in}$	1358 ( $W/m^2$ )	
Duração da Missão	YM	1 ano	
Constante Gravitacional da Terra	$\mu_{terra}$	3.986 x 10 <sup>5</sup> (km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> )	

Fonte: Elaborada pelo Autor

A órbita de 600 km possui um período de 5801 s, sendo que durante esse período 2129 s o satélite está sob a sombra terrestre e 3671 s está sob incidência solar e a órbita de 650 km possui um período de 5863 s, na qual deste tempo, 2122 s é sob regime de eclipse e 3740 s é sob regime de incidência solar. A diferença de tempo entre as órbitas é de aproximadamente 62 segundos, as órbitas também possuem um tempo de eclipse aproximado, entre 37.2% e 37.8%.

Devido ao controle de atitude passivo feito por duas barras de histerese alojadas na estrutura do Aldebaran I ([Agência Espacial Brasileira, 2021](#)), o Cubesat estará com uma das faces do painel constantemente apontada para a terra e por consequência disso mudando a energia gerada entre as demais.

Como é de se esperar para calcular a potência gerada, é necessária uma simulação incluindo a dinâmica do satélite em órbita e as variações de temperatura do painel solar em órbita. Uma estimativa prática para manter o ângulo de incidência  $[\theta]$  constante e igual a zero é considerar que um lado do Cubesat 1U estará gerando energia durante a luz solar ([GARCIA, 2021](#)).

A área efetiva pode ser calculada de acordo com a equação (3.6), ela é a área da face de um dos lados do Cubesat vezes o fator de preenchimento [PF]. O fator de preenchimento indica a porção da face de um Cubesat coberta por células solares ([SELLERS, 2005](#)). De acordo com a tabela 4, cada face do Cubesat possui 0,0096 m<sup>2</sup> de área e 0.85 de PF, significa dizer que o painel cobre 85% da sua face.

$$A_{eff} = A_{face} * PF \quad (3.6)$$

Tabela 4 – Datasheet do Painel Solar

Parâmetros	Referência	Valores
Voltagem das células	$V$	4.6V - 4.8V
Corrente das células	$mA$	490 mA - 508 mA
Máxima potência	$W$	2.3W - 2.4W
Eficiência do painel	$\eta$	30%
Degradação anual do painel	YD	3%
Área da face	$A_{face}$	0.0096 m <sup>2</sup>
Fator de Preenchimento	PF	0.85

Fonte: ([OCE Technology SCA Series, 2022](#)).

Com base na equação (3.6), a área efetiva preenchida por painel solar corresponde a  $0.008163 m^2$  da face da placa, sendo assim é possível determinar a energia do painel solar gerada no início da vida operacional (3.7). Para isso utiliza-se a área do painel solar [ $A_{eff}$ ] calculada anteriormente, a eficiência da célula solar [ $\eta$ ] que é de 30% e o ângulo de incidência [ $\theta$ ] de  $0^\circ$  que são necessários para determinar a energia gerada.

A eficiência da célula solar será afetada pela degradação e altas temperaturas, sendo alterada ao longo dos anos até o fim da vida útil, ela pode ser calculada pela equação (3.8) de acordo com os dados da tabela 4 e a potência gerada no final da sua operação pode ser obtida pela equação (3.9).

$$P_{SABOL} = P_{in}\eta A_{eff}\cos\theta \quad (3.7)$$

$$\eta_{EOL} = \eta(1 - YD)^{YM} \quad (3.8)$$

$$P_{SAEOL} = (\eta_{EOL})A_{eff}P_{in} \quad (3.9)$$

A energia do painel solar gerada no início de sua operação calculada na equação (3.7) será de 3.326 W, a eficiência da célula solar no fim de sua vida útil de 1 ano de operação foi obtida pela eq. (3.8) que será de 29.10% e a energia do painel solar gerada no final de sua operação a partir da equação (3.7) obteve-se o valor de 3.226 W. Também é necessário calcular a potência exigida por cada subsistema e estimar o seu ciclo de operação (Duty Cycle) em cada fase da órbita, quando exposta ao sol e eclipse.

Para análise da potência foram retirados o payload visto que o satélite Aldebaran I não conta com carga útil e o deploy da Antena dado que como ele atua somente uma vez não interfere a potência consumida do satélite ao longo de sua operação.

De acordo com o relatório parcial de avaliação de resultados, o tempo total de acesso do satélite com a estação durante 24 meses será de 36.49h o que totaliza 0.21% do tempo total de missão (Engenharia Aeroespacial – CCEAER/CCET, 2020), sendo assim o duty cycle da transmissão dos rádios foram estimados em 0.25% quando exposto a radiação solar e quando estiverem em região de eclipse. Para o OBDH, EPS e a recepção dos rádios permaneceram em

100% de uso na região de incidência solar e reduziram seu valor pela metade na região de eclipse [Tabela 5].

Tabela 5 – Potência requerida em orbita

Subsistema	Potência (W)	Duty cycle sol (%)	P.sol (W)	Duty cycle Eclipse (%)	P.Eclipse (W)
OBDH	0.58	100	0.58	50	0.29
TT&C LoRa RX	0.065	100	0.065	50	0.0325
TT&C LoRa TX	3	0.25	0.0075	0.25	0.0075
TT&C Beacon RX	0.05	100	0.05	50	0.025
TT&C Beacon TX	2.7	0.25	0.00675	0.25	0.00675
EPS	1.21	100	1.21	60	0.726
Payload	1.83	0	0	0	0
Antena Deploy	1.08	0	0	0	0
<b>Potência Total (W)</b>			<b>1.92</b>		<b>1.08</b>

Fonte: (SPACELAB, 2022)

Depois de calcular a quantidade de energia gerada e a quantidade de energia necessária por órbita, pode-se obter uma margem de potência. A energia necessária durante o eclipse [ $E_E$ ] e durante a exposição ao sol [ $E_S$ ] pode ser obtida multiplicando a energia que será consumida pelos subsistemas durante o sol com o tempo de exposição ao sol (3.10) e a energia que será consumida pelos subsistemas durante o eclipse com o tempo de eclipse (3.11).

$$E_E = AOPR_E T E \quad (3.10)$$

$$E_S = AOPR_S T S \quad (3.11)$$

A energia total para produzir e a energia do painel necessária podem ser calculados de acordo com as equações (3.12) e (3.13). A margem de energia do painel solar pode ser calculado com a equação (3.14), caso se a margem de energia for negativa, o satélite necessita de mais potência do que a gerada, sendo assim ele precisa ser modificado de alguma forma, reduzindo o consumo de energia de seus subsistemas ou modificando o ciclo de trabalho do sistema satélite, aumentando a geração de energia, ou por outros métodos (SELLERS, 2005).

$$EP = E_E + E_S \quad (3.12)$$

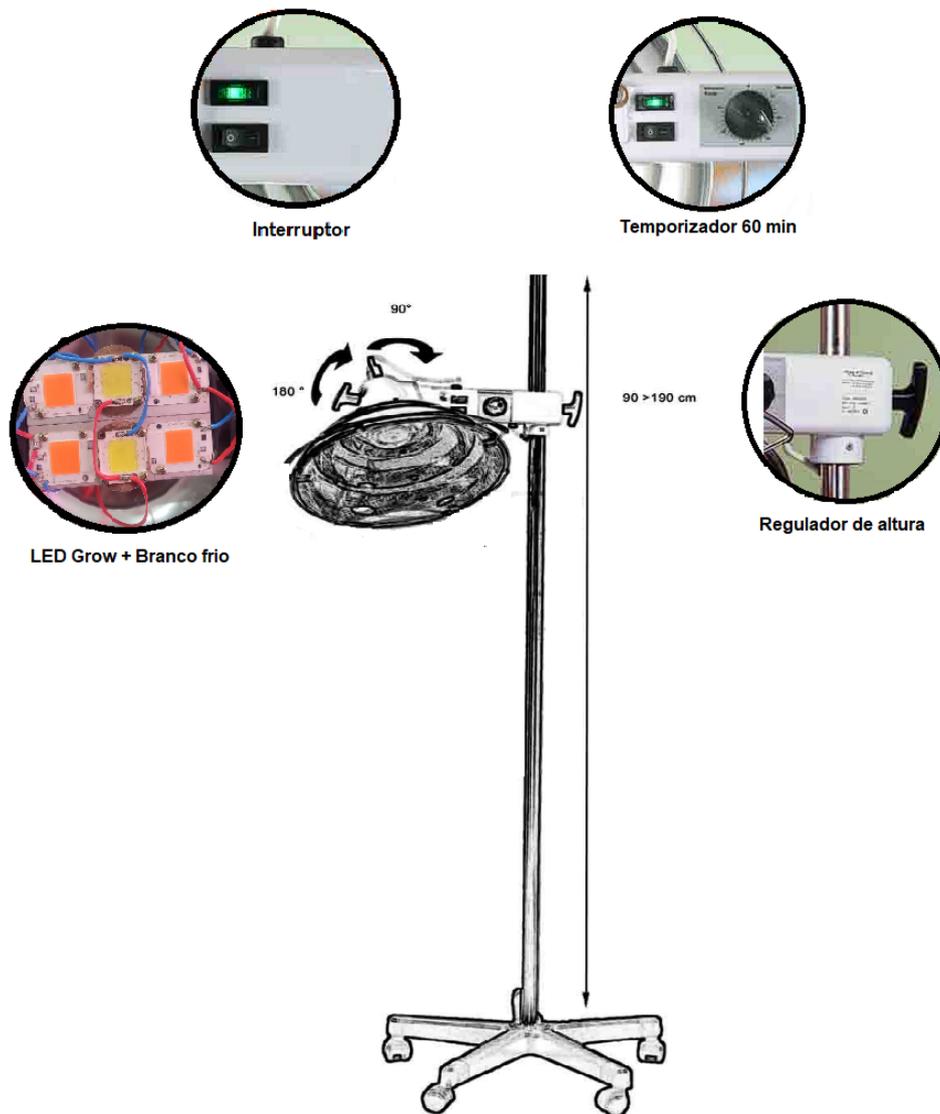
$$P_{SA}R = \frac{EP}{TS} \quad (3.13)$$

$$P_{SAM} = P_{SA}EOL - P_{SA}R \quad (3.14)$$

## 3.2 Projeto e construção de um simulador de irradiação solar

Segundo (LÓPEZ-FRAGUAS; SÁNCHEZ-PENA; VERGAZ, 2019) os simuladores solares têm sido tradicionalmente fabricados usando lâmpadas de arco curto de xenônio ou lâmpadas de descarga de iodetos metálicos usando estruturas ópticas e complexas para testar ambiente de operação especial ou coletores térmicos precisando ser aquecidos e resfriados. Para isso eles precisam de uma manutenção rigorosa e têm uma vida útil bastante limitada, abaixo das especificações. A Figura 25 representa o esquemático do simulador solar desenvolvido.

Figura 25 – Esquemático do simulador solar



Fonte: Adaptado de (Verre et Quartz, 2006)

As tecnologias LED de alta potência têm se destacado nos últimos anos em uma ampla gama de intervalos espectrais devido ao seu uso em múltiplas aplicações no mercado. Assim, simuladores solares baseados em LED foram criados para substituir os de xenônio na última década. Eles também são capazes de irradiar em uma ampla faixa espectral, especialmente desde a entrada do LED azul no mercado (KOLBERG et al., 2011)

O simulador solar de baixo custo foi proposto para um teste controlado em bancada dos painéis do Cubesat Aldebaran I que devido a sua sensibilidade e seu custo não pode ficar exposto ao ambiente externo. Para a sua implementação foram reutilizadas peças de materiais que não funcionavam mais no almoxarifado da Universidade Federal do Maranhão.

### 3.2.1 Fonte de Iluminação

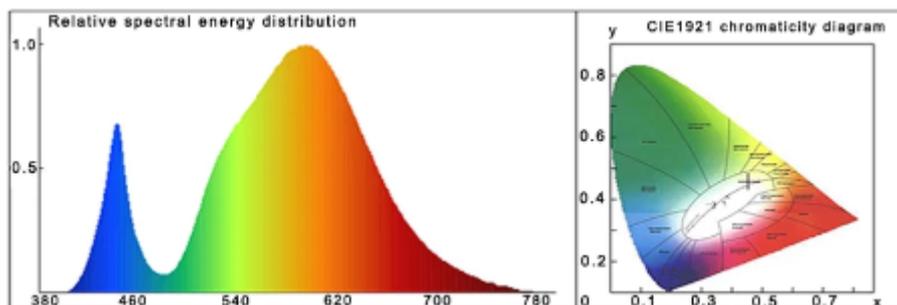
Para fonte de iluminação foi proposto utilizar apenas tecnologia de LEDs devido a sua variedade de espectro e seu preço que custou R\$:19.00 cada totalizando em R\$:114.00, estabilidade e durabilidade. Sendo assim foram adquiridos 4 células de LED Cob F6040 220v de 20W [Figura 26] da cor magenta, esses LEDs são utilizados para o cultivo de plantas pois simulam a luz solar, a figura 27 representa o seu espectro.

Figura 26 – LED Cob F6040 20W



(Chip LED Cob 20W, 2022)

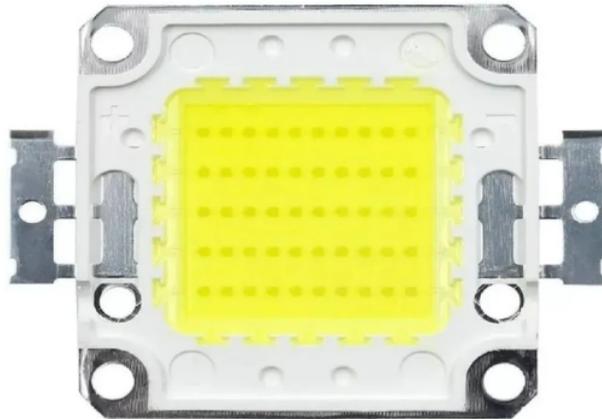
Figura 27 – Espectro LED Grow 20W



(LED Center Comp, 2022)

Como forma complementar foi utilizado 2 células de LED Cob branco frio 32V 50W de acordo com a figura 28, devido a ausência da fonte (driver) para o seu funcionamento e por possuírem baixa tensão e alta corrente, elas foram ligadas em paralelo e foi utilizado uma fonte de bancada MS3010D para o seu funcionamento [Figura 29].

Figura 28 – LED branco frio 50W



Fonte:(Célula LED 50W, 2022)

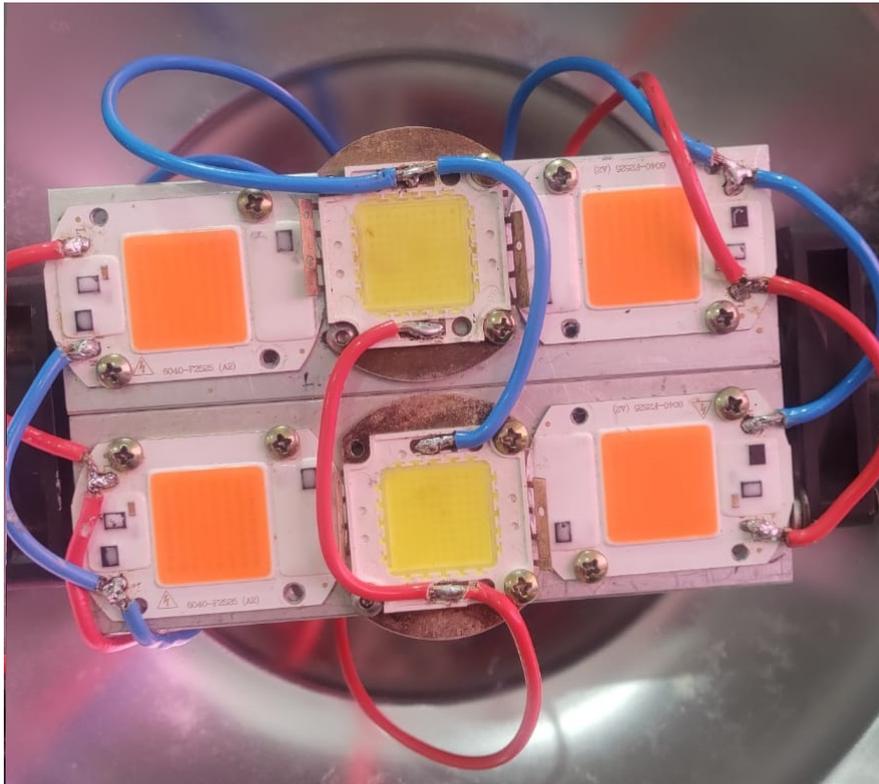
Figura 29 – Fonte de Bancada MS3010D



Fonte: Autor

A Figura 30 mostra como os LEDs foram distribuídos no dissipador, os de cor branco frio 50W possuem uma ligação em paralelo diretamente na fonte de bancada 29. Os LEDs do tipo grow 20W também foram ligados em paralelo no disjuntor do suporte. As conexões entre os LEDs são realizadas por cabos elétricos residenciais soldados diretamente nos barramentos positivo e negativo na célula do LED.

Figura 30 – Distribuição das células LEDs



Fonte: Autor

### 3.2.2 Dissipação

Devido ao aquecimento das células de LED, foi necessário projetar um dissipador para a refrigeração dos mesmo. Foram reaproveitados dois dissipadores encontrados no almoxarifado da Universidade Federal do Maranhão, eles foram retirados de um Módulo De Energia Nobreak sucata que devido a ausência de alguns componentes não foi possível identificar o seu modelo, os dissipadores foram presos através de uma chapa de metal a fim de que se ampliasse a sua área de dissipação [Figura 31].

Figura 31 – Dissipador



Fonte: Autor

Para realizar a refrigeração interna do dissipador foram utilizados dois exaustores de computador com 12v cada [Figura 32] que foram retirados do servidor, ambos ficaram presos em cada lado do dissipador. Eles foram ligados em paralelo e alimentados por uma fonte de impressora de 12v que estava conectado a chave geral do sistema.

A pasta térmica silver da Implastec [Figura 33] foi aplicada entre o dissipador e a chapa de alumínio do interior do LED para atuar como um dissipador de calor juntamente com os exaustores e o dissipador.



### 3.2.3 Suporte e Refletor

A sustentação do simulador solar e a parte elétrica foram adaptados do suporte de uma lâmpada infravermelha e ultravioleta de termo-quartzo [Figura 34], o aparelho era utilizado para tratamentos fisioterápicos de reabilitação na UFMA. Todos os materiais da lâmpada, exceto a fonte de iluminação, foram reutilizados, tais como: barra de elevação, base estrela com rodas, interruptor, temporizador e o refletor elíptico em que foi acoplado o dissipador por meio de parafusos.

Figura 34 – Suporte do simulador solar



Fonte: Autor

### 3.3 Ensaio e testes de ciclagem de baterias a serem usadas no satélite

Para os testes de ciclagem foi utilizado o carregador de bateria Turnigy Accucell-6 [Figura 35] alimentado por uma fonte de bancada com 12V, esse carregador é utilizado para ciclagem de baterias de íon de lítio, níquel-cádmio, níquel-hidreto metálico e de chumbo ácido.

Figura 35 – Carregador de Bateria Turnigy Accucell-6 50w



Fonte: Elaborada pelo autor.

Para seleção das baterias foram adotados os seguintes critérios, o modelo do tipo Lítio-Ion 18650 que vem sendo utilizado em missões espaciais que envolvem nanossatélite e das marcas que já foram embarcadas em satélites (KRAUSE et al., 2020) possuindo assim histórico de vôo como as da Sony e Samsung.

Para os teste foram adquiridas 5 baterias US18650VTC da Sony [Figura 36] e também foram testadas as baterias formato 18650 fornecida pela Spacelab [37] e o modelo ICR18650 da Samsung [Figuras 38] que estavam presente no Laboratório de Sistemas Embarcados.

Figura 36 – Bateria Sony



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 37 – Bateria Spacelab



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 38 – Bateria Samsung



Fonte: Elaborada pelo autor.

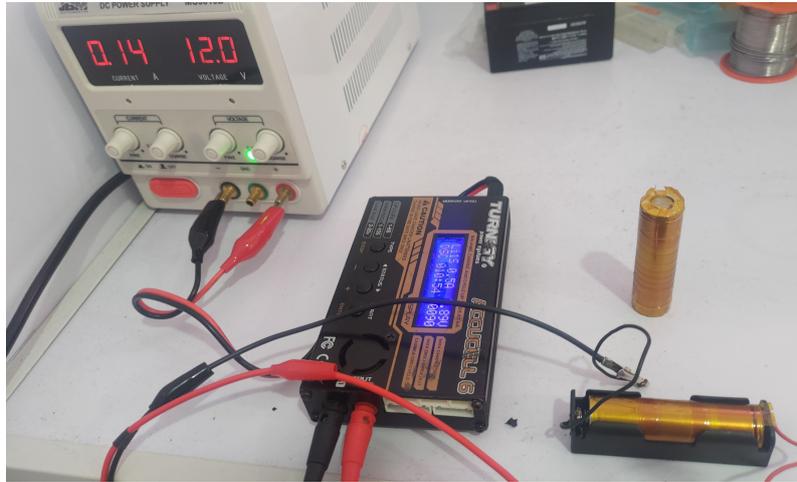
Para o teste de ciclagem o carregador foi configurado para baterias do tipo Li-Po, a carga foi realizado com uma corrente de 0.5A até a tensão de 4.2V e a descarga com a corrente em 0.5A até a tensão de 3V, com cada bateria foram feitos dois ciclos de carga e descarga e no final do experimento foram analisadas o tempo de carga e descarga e quantos mAh cada bateria entregou comparando sempre com as especificadas pelo fabricante no datasheet delas. As figuras 39 e 40 mostra o teste de descarga realizado em uma bateria sony e na bateria fornecida pela Spacelab.

Figura 39 – Descarga de bateria Sony



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 40 – Descarga de bateria formato 18650 fornecida pela Spacelab



Fonte: Elaborada pelo autor.

A tabela 6 representa a capacidade das baterias durante os testes de carga e descarga realizados pelo carregador da Turney Accucell 6 alimentado pela fonte de bancada.

Tabela 6 – Capacidade das baterias

Bateria	Carga (mAh)	Descarga (mAh)
Sony 1	2602	2584
Sony 2	1708	1768
Sony 3	1836	1902
Sony 4	973	1014
Sony 5	507	528
Spacelab 1	911	799
Spacelab 2	1884	1963
Samsung	1956	2038

Fonte: Autor

### 3.4 Ensaio do painel solar da missão em luz solar

O ensaio do painel solar do Satélite Aldebaran I foi realizado no dia 04/01/2023 as 11:00 da manhã com tempo parcialmente nublado, devido a sensibilidade do painel solar o teste foi realizado em uma duração de 3 minutos.

Nesse ensaio com auxílio de um multímetro digital modelo ET-1400 foram medidos a tensão [Figura 41] e a corrente [Figura 42] do painel solar, a tensão do painel variou de 4.53 V até 4.76 V e a corrente variou entre 0.39 A e 0.42 A, em nenhum momento durante o ensaio houve passagem de nuvens sobre o sol resultando em pouca variação entre os dados coletados.

Figura 41 – Teste de Tensão em luz solar



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 42 – Teste de corrente em luz solar

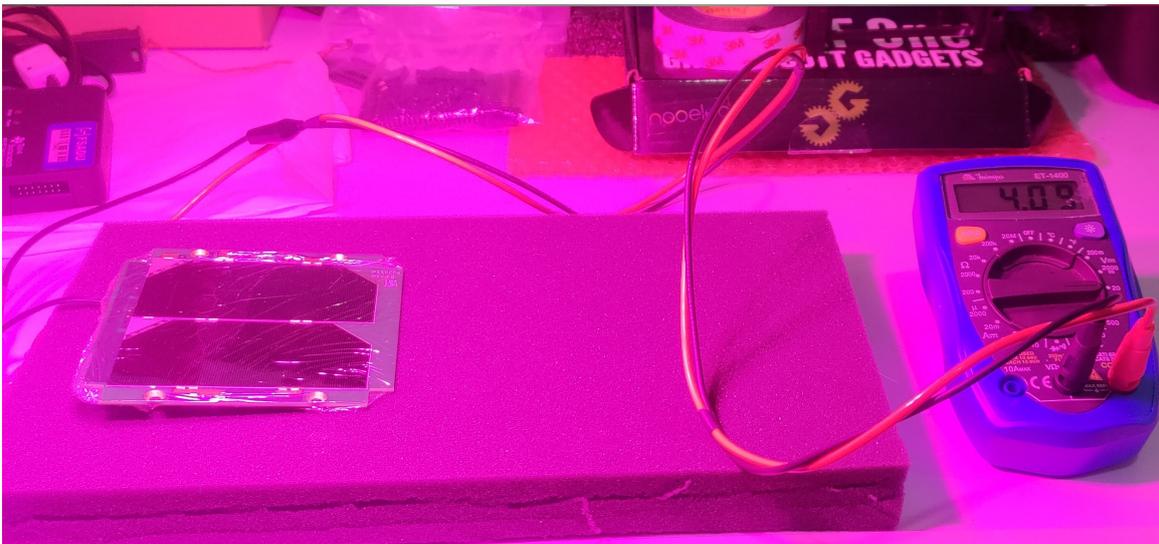


Fonte: Elaborada pelo autor.

### 3.5 Ensaio do painel solar da missão no simulador

O ensaio do painel no simulador foi realizado no dia 08/12/2022 no laboratório de sistemas embarcados [LABESSE] que fica na UFMA. Com o auxílio de um multímetro digital ET-1400 foram medidos a tensão e a corrente do simulador solar com os 4 LEDs Grow de 20W cada ligados totalizando 80W de potência [Figuras 43 e 44] nas quais foram obtidos 4.09V e 0.03A.

Figura 43 – Teste de Tensão pelo simulador com LEDs Grow 20W



Fonte: Elaborada pelo autor.

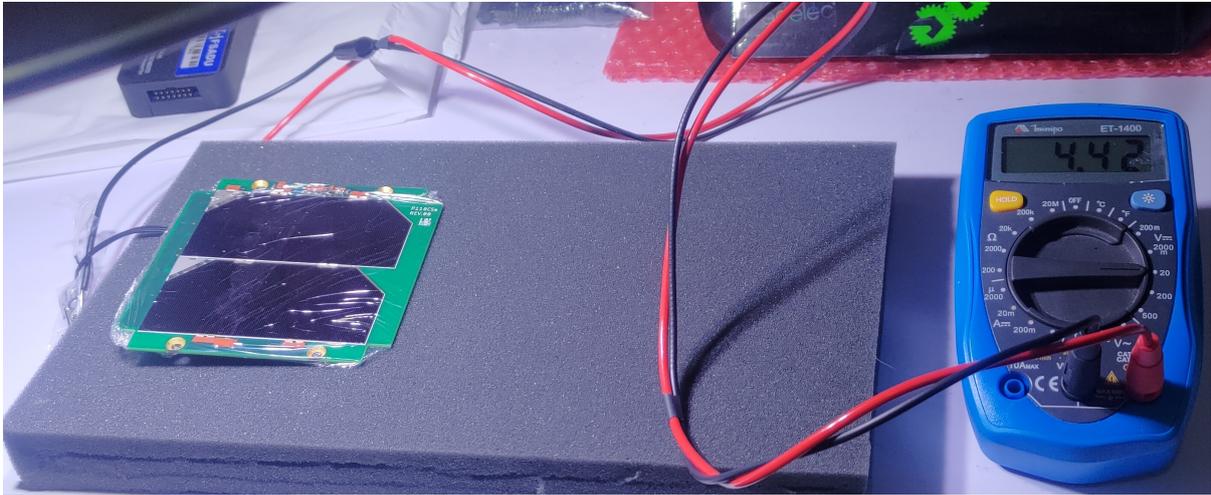
Figura 44 – Teste de Corrente pelo simulador com LEDs Grow 20W



Fonte: Elaborada pelo autor.

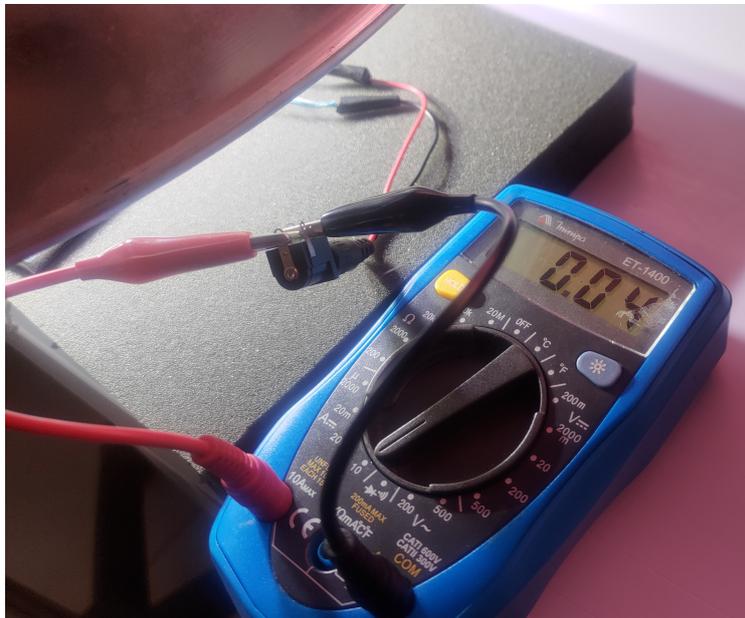
No modo com 2 LEDs Branco frio de 50W [Figuras 45 e 46] totalizou em 100W de potência aplicada, nas quais foram gerados 4.42V e 0.04A nos painéis solares.

Figura 45 – Teste de Tensão pelo simulador com LEDs Branco Frio 50W



Fonte: Elaborada pelo autor.

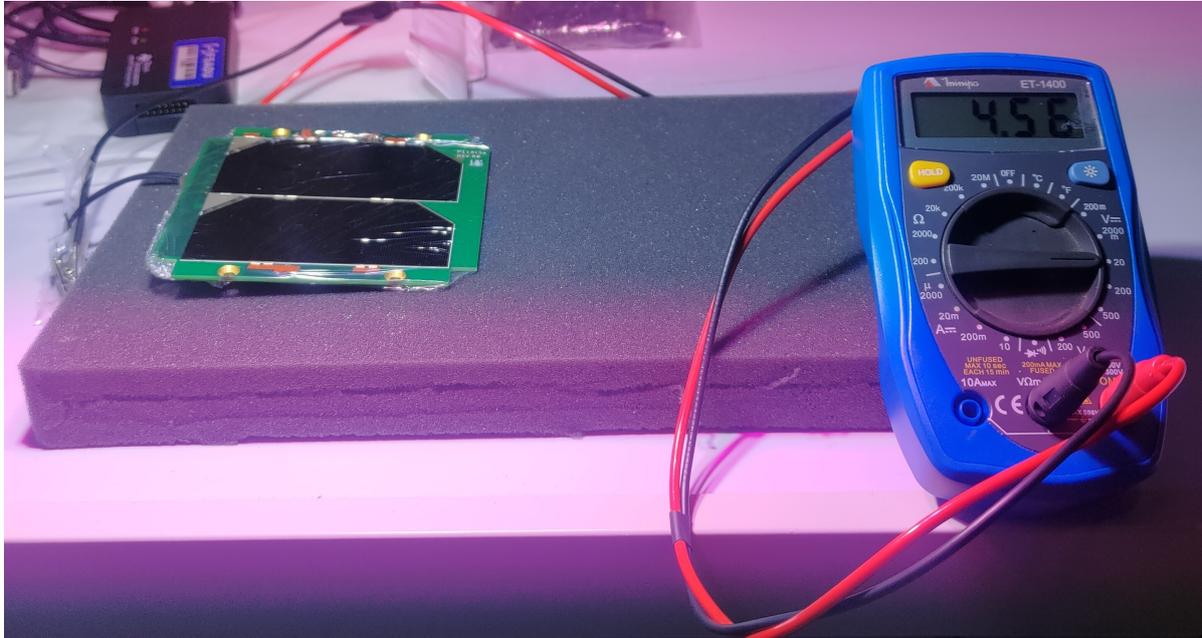
Figura 46 – Teste de Corrente pelo simulador com LEDs Branco Frio 50W



Fonte: Elaborada pelo autor.

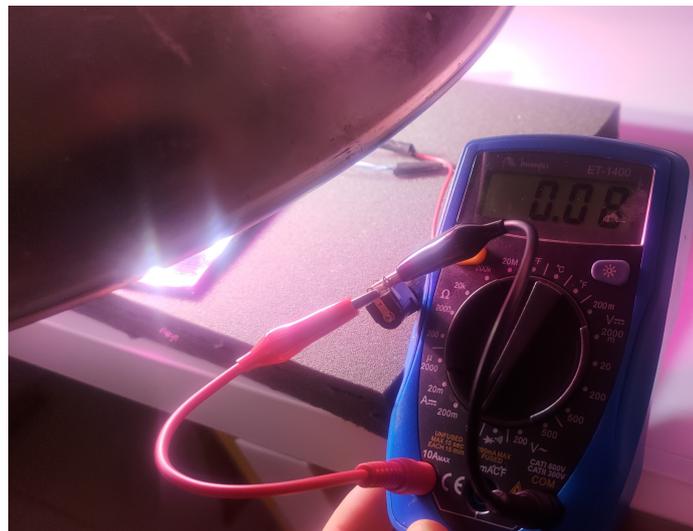
Com os LEDs Grow e Branco Frio ligados [Figuras 47 e 48] totalizou em 180W de potência gerando 4.56V e 0.08A para os painéis.

Figura 47 – Teste de Tensão pelo simulador com LEDs Branco Frio 50W + LEDs Grow 20W



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 48 – Teste de Corrente pelo simulador com LEDs Branco Frio 50W + LEDs Grow 20W



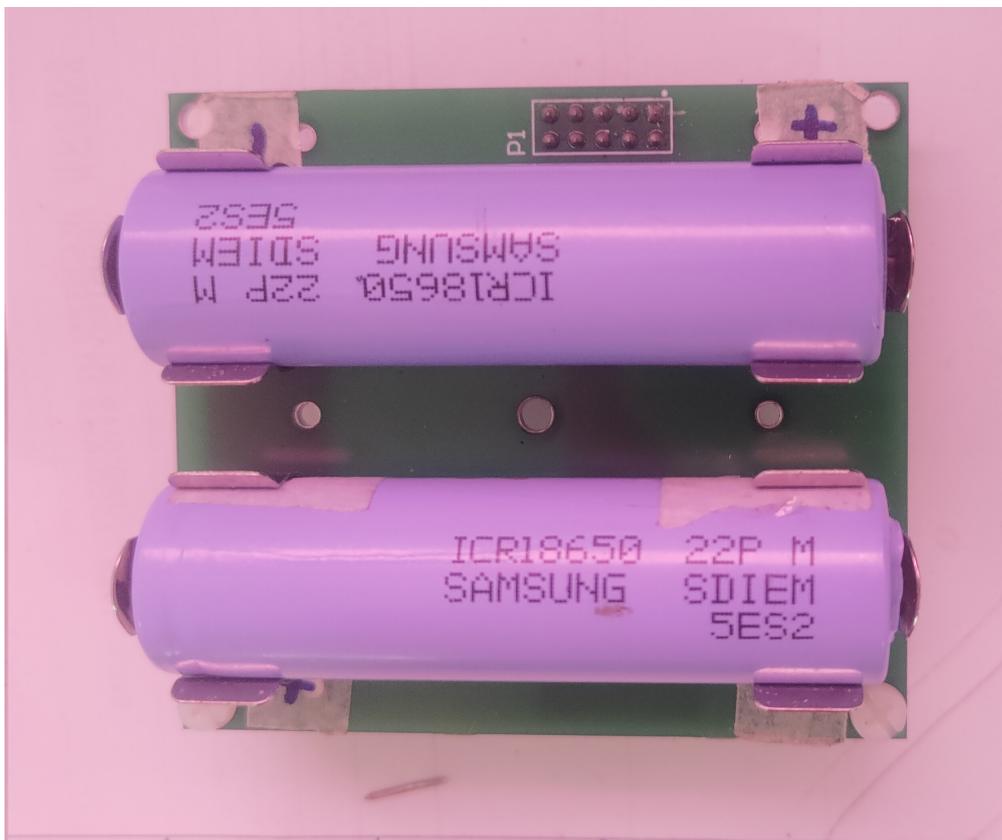
Fonte: Elaborada pelo autor.

### 3.6 Ensaio do painel solar da missão com o EPS e baterias

O ensaio do painel solar com o EPS do Aldebaran I foi realizado no dia 06/01/2023 as 11:08 da manhã com tempo parcialmente nublado na Universidade Federal do Maranhão, com uma duração de 11 minutos.

A placa do Sistema Elétrico de Potencia e duas baterias modelo 18650 da Samsung [Figura 49] foram devidamente isolados em uma caixa com acrílico e conectados com o painel solar da Aldebaran I que ficou na parte externa [Figura 50].

Figura 49 – Placa com Baterias Samsung



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 50 – Ensaio com painel solar + EPS



Fonte: Elaborada pelo autor.

Com auxílio de uma câmera térmica da Flir One disponível no laboratório [Figura 51], foram analisados as temperaturas incidentes sobre o painel solar durante todo o experimento, a máxima pico temperatura registrada foi de 54°C [Figura 52].

Figura 51 – Câmera Térmica Flir One



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 52 – Análise de temperatura dos painéis + EPS



Fonte: Elaborada pelo autor.

Foi observado que a região com brilho intenso onde representa a maior temperatura está concentrada sobre o painel solar, o resto dos componentes não apresentaram mudanças significativas na temperatura. Os subsistemas foram conectados a interfaces UART que por sua vez foram ligados a um computador e a saída de cada subsistema foi apresentada em janelas de terminal, como se pode observar na figura 53.

Figura 53 – Dados dos sensores com painel solar + EPS

```
[ 321 ] Temperature Sensor: Initializing ADS1248 device...
[ 338 ] OBDH: Initializing OBDH device...
[ 345 ] TTC: Initializing TTC device...
[ 352 ] Startup: Boot completed with 1 ERROR(5)!
[ 361 ] Time Control: The last saved system time is not available!
[ 372 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:2230,1:123,2:456,3:0,4:0,5:123,6:1,7:2,8:3,9:0,10:0,11:0,12:0,13:
0,14:0,15:0,16:0,17:7931,18:7941,19:524352,20:524352,21:524352,22:524352,23:5243
52,24:524352,25:524352,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37
:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
[ 10371 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:12228,1:123,2:456,3:0,4:0,5:3786,6:0,7:274,8:325,9:0,10:0,11:4,12:0,13:0,14:0,15:0,16:0,17:7941,18:7963,19:3211328,20:3211328,21:3211328,22:3211328,23:32
11328,24:3211328,25:3211328,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
[ 20371 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:22227,1:123,2:456,3:0,4:0,5:3667,6:243,7:247,8:313,9:0,10:0,11:3,12:0,13:0,14:0,15:0,16:0,17:7951,18:7953,19:3211328,20:3211328,21:3211328,22:3211328,23:
3211328,24:3211328,25:3211328,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
[ 30371 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:32229,1:123,2:456,3:0,4:0,5:3798,6:225,7:208,8:305,9:0,10:0,11:4,12:1,13:0,14:0,15:0,16:0,17:7943,18:7948,19:3211328,20:3211328,21:3211328,22:3211328,23:
3211328,24:3211328,25:3211328,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
[ 40371 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:42228,1:123,2:456,3:0,4:0,5:3759,6:3,7:254,8:323,9:4,10:0,11:7,12:0,13:0,14:0,15:0,16:0,17:7956,18:7953,19:3211328,20:3211328,21:3211328,22:3211328,23:32
11328,24:3211328,25:3211328,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
[ 50371 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:52227,1:123,2:456,3:0,4:0,5:3751,6:38,7:263,8:321,9:1,10:1,11:5,12:0,13:0,14:0,15:0,16:0,17:7946,18:7968,19:3211328,20:3211328,21:3211328,22:3211328,23:3
211328,24:3211328,25:3211328,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
[ 60371 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:62229,1:123,2:456,3:0,4:0,5:3761,6:239,7:241,8:315,9:0,10:0,11:7,12:0,13:0,14:0,15:0,16:0,17:7946,18:7958,19:3211328,20:3211328,21:3211328,22:3211328,23:
3211328,24:3211328,25:3211328,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
[ 70371 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:72228,1:123,2:456,3:0,4:0,5:3744,6:228,7:228,8:304,9:0,10:1,11:2,12:0,13:0,14:0,15:0,16:0,17:7938,18:7960,19:3211328,20:3211328,21:3211328,22:3211328,23:
3211328,24:3211328,25:3211328,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
[ 80371 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:82227,1:123,2:456,3:0,4:0,5:3875,6:141,7:136,8:161,9:0,10:0,11:5,12:0,13:0,14:0,15:0,16:0,17:7919,18:7934,19:3211328,20:3211328,21:3211328,22:3211328,23:
3211328,24:3211328,25:3211328,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
[ 90371 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:92229,1:123,2:456,3:0,4:0,5:4008,6:22,7:12,8:51,9:0,10:0,11:1,12:0,13:0,14:0,15:0,16:0,17:7902,18:7907,19:3211328,20:3211328,21:3211328,22:3211328,23:321
1328,24:3211328,25:3211328,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
[ 100371 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:102228,1:123,2:456,3:0,4:0,5:3920,6:23,7:10,8:45,9:0,10:0,11:4,12:2,13:0,14:0,15:0,16:0,17:7897,18:7907,19:3211328,20:3211328,21:3211328,22:3211328,23:32
11328,24:3211328,25:3211328,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
[ 110371 ] Read Sensors: Reading sensors...
Dados lidos: 0:112227,1:123,2:456,3:0,4:0,5:4035,6:678,7:447,8:2,9:0,10:0,11:0,12:0,13:0,14:0,15:0,16:0,17:7894,18:7899,19:3211328,20:3211328,21:3211328,22:3211328,23:3
211328,24:3211328,25:3211328,26:0,27:0,28:0,29:0,30:0,31:0,32:0,33:0,34:0,35:0,36:0,37:0,38:0,39:0,40:0,41:0,42:0,43:0,44:0,45:0,46:0,47:0,48:61154,
```

Fonte: Elaborada pelo autor.

### 3.7 Ensaio do painel solar com EPS + TT&C + OBDH

O ensaio do painel solar com o EPS + TT&C + OBDH do Aldebaran I foi realizado no dia 13/01/2023 as 11:06 da manhã com tempo parcialmente nublado, com uma duração de 20 minutos. Foram isolados a placa do Sistema Elétrico de Potência juntamente com o OBDH, TT&C e as baterias da Samsung em uma caixa reforçada com acrílico. Externamente a caixa ficaram as antenas que foram conectados aos rádios, o painel solar que foi conectado ao EPS e os cabos para comunicação USB com o notebook [Figura 54].

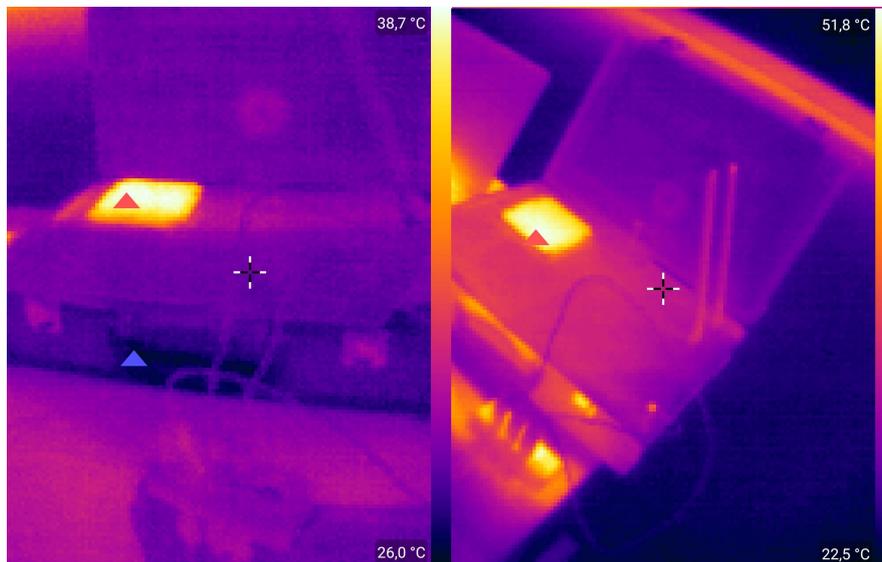
Figura 54 – Ensaio do painel solar com EPS + TT&C + OBDH em fonte de bancada



Fonte: Elaborada pelo autor.

A figura 55 mostra a análise de temperatura registrada no início do teste apresentando 38.7°C e no final do teste onde estava a 51.8°C. A região com brilho mais intenso indica onde está a maior temperatura, verificou-se novamente que região onde apresentava a maior temperatura era no painel solar.

Figura 55 – Temperatura do painel solar



Fonte: Elaborada pelo autor.

### 3.8 Simulação das curvas características do painel solar

Para plotar as curvas características é necessário atribuir uma carga variável como um potenciômetro por exemplo no painel solar para medir a tensão e a corrente de cada ponto, porém como os painéis solares do Aldebaran I são sensíveis, foi recomendado somente em fazer essa simulação via ambiente computacional.

Para simular as curvas características foi implementado os dados referentes as células solares utilizando o bloco PV do simulink que simula uma matriz de blocos fotovoltaicos, ele é configurado de acordo com as características do painel solar do Aldebaran I, composto por 2 células de Arsenieto de Gálio de tripla junção conectadas em série, a tabela 7 demonstra as características elétricas do painel solar do Cubesat aplicadas no bloco PV do simulink.

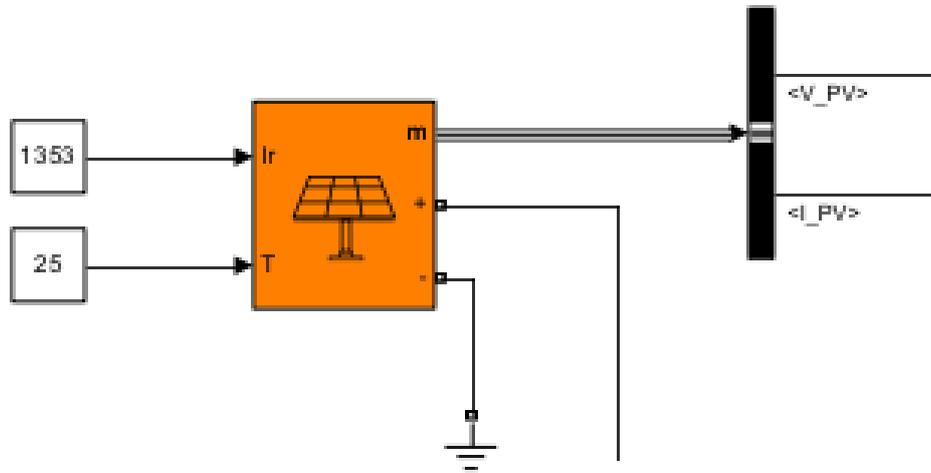
Tabela 7 – Características Elétricas do modulo PV

<b>Parâmetros</b>	<b>Referência</b>	<b>Valores</b>
Tensão de circuito aberto	$V_{cc}$	5.48 V
Tensão na potência máxima	$V_{mp}$	4.86 V
Corrente máxima de pico	$I_{mp}$	0.5035 A
Corrente de curto circuito	$I_{cc}$	0.5246 A

Fonte: (OCE Technology SCA Series, 2022).

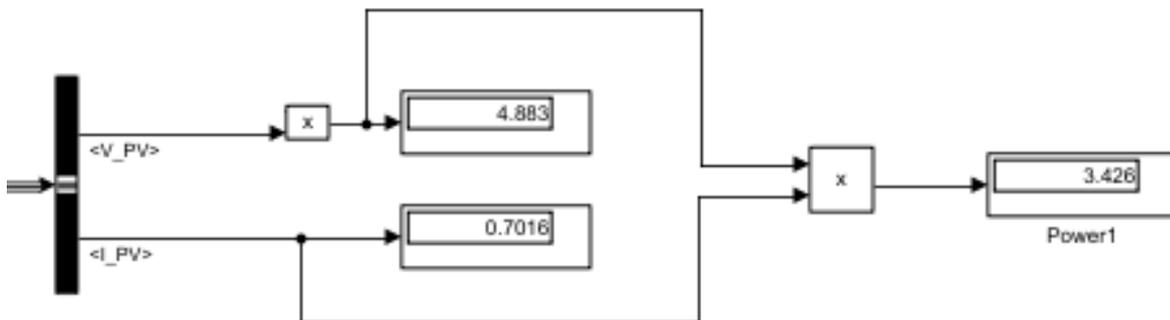
O bloco PV do Simulink foi simulado com uma temperatura constante em 25°C e com os valores referentes a irradiação espacial 1353 W/m<sup>2</sup>, como os dados de entrada são referentes a cada célula solar isoladamente e o painel do Cubesat possui 2 células em série em cada face, foi configurado no bloco PV que as células estavam em série [Figuras 56 e 57].

Figura 56 – Painel Solar Simulink



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 57 – Bloco PV Simulink



Fonte: Elaborada pelo autor.

## 4 Resultados e Discussão

Nesse capítulo foram analisados a energia necessária e a potência gerada pelos painéis nas orbitas de 600km e 650km do Cubesat Aldebaran I através da análise de Power Budget. Foram comparados os dados do teste de ciclagem das baterias com o datasheet fornecido pelo fabricante delas e calculado a capacidade de bateria necessária para orbita. Também foram decodificados os dados obtidos dos sensores do EPS nos testes do painel solar conectado ao EPS e do painel solar conectado ao EPS + OBDH e TT&C, os dados obtidos foram referentes a corrente e tensão do painel solar e ao sensor de temperatura registrado no OBDH e foram analisadas as curvas características plotadas no simulink.

### 4.1 Power Budget

A análise da energia necessária em cada orbita foi calculada utilizando as equações: (3.10), (3.11), (3.12), (3.13) e (3.14). Para a orbita de 600km será necessário para o satélite 2.6Wh de energia total, sendo 0.64Wh para região de eclipse e 1.96Wh para região de incidência solar. Para essa energia será necessário o painel solar gerar 2.55W potência, como a potência gerada pelo painel após 1 ano de operação em orbita de 3.226 W que é o tempo de missão.

Na orbita de 650km será necessário para o satélite 2.63Wh de energia total, sendo 0.64Wh para região de eclipse e 1.99Wh para região de incidência solar. Para essa energia será necessário o painel solar gerar 2.53W potência, como a potência gerada pelo painel após 1 ano de operação em orbita de 3.226W que é o tempo de missão.

Os resultados para estes exemplo mostram que há uma margem de potência positiva de 0.676W para orbita de 600km e de 0.690W para orbita de 650km no final da vida operacional do Cubesat. Com base nos resultados obtidos no livro Cubesat Handbook [Figura 58] observamos uma similaridade com os valores alcançados para a missão Aldebaran I.

Figura 58 – Parâmetros do Livro Cubesat Handbook

Parameter	Units	Equation	Comments
Energy required during eclipse ( $E_E$ )	Wh	$E_E = AOPR_E TE$	$AOPR_E$ : average orbit power required during eclipse = 1.475 W $TE$ : time of eclipse = 0.60 (h)
Energy required during sunlit ( $E_S$ )	Wh	$E_S = AOPR_S TS$	$AOPR_S$ : average orbit power required during sunlit = 1.715 W $TS$ : time in sunlight = 0.98 (h)
Energy required to produce ( $EP$ )	Wh	$EP = E_E + E_S$	$E_E$ : energy required during eclipse (Wh) $E_S$ : energy required during sunlit (Wh)
Solar array power required ( $P_{SAR}$ )	W	$P_{SAR} = \frac{EP}{TS}$	$EP$ : required to produce (Wh) $TS$ : time in sunlight = 0.98 (h)

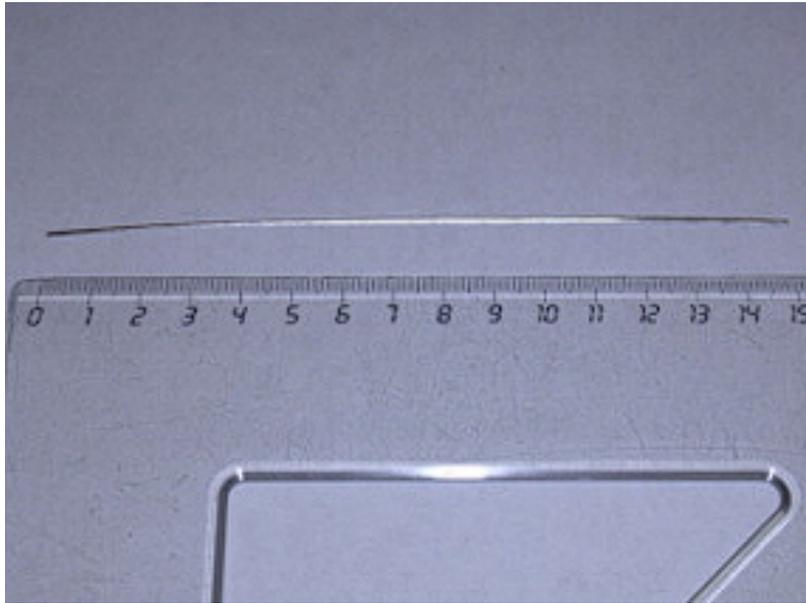
  

Parameter	Units	Value
Energy required during eclipse ( $E_E$ )	Wh	0.88
Energy required during sunlit ( $E_S$ )	Wh	1.68
Energy required to produce ( $EP$ )	Wh	2.56
Solar array power required ( $P_{SAR}$ )	W	2.61

Fonte: (GARCIA, 2021)

O sistema de controle de atitude passivo utilizado no Cubesat Aldebaran I utiliza barras de histerese [Figura 59], elas são peças de material magnético mole que ao interagir com o campo magnético da Terra, visto como um campo magnético que varia no tempo no sistema de referências do satélite de acordo com a sua velocidade angular, transforma a energia cinética do satélite em calor devido as suas perdas magnéticas, especialmente as perdas por histerese, reduzindo, assim, a velocidade angular do satélite (SANTONI, 2009).

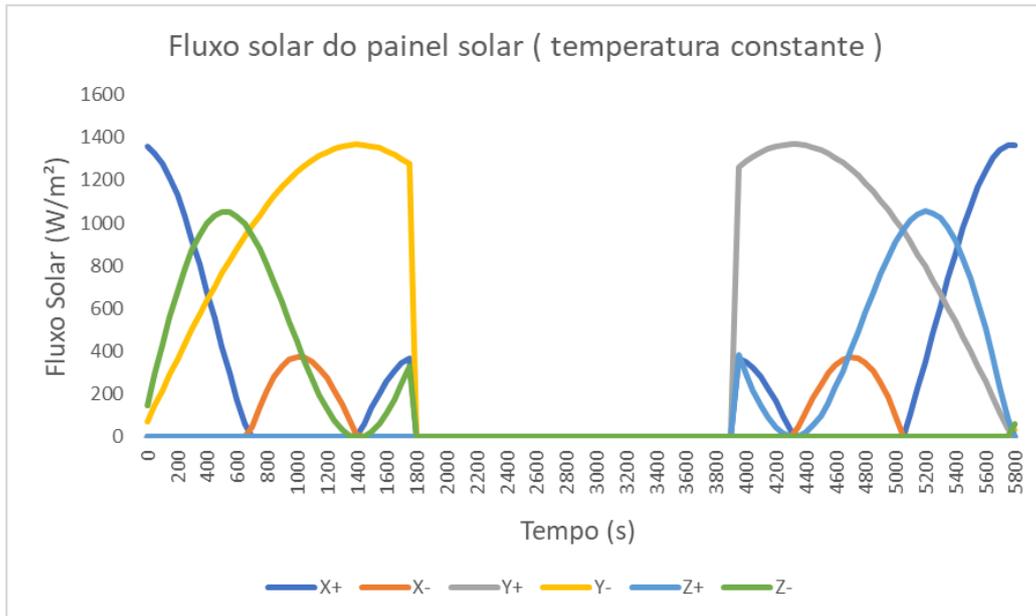
Figura 59 – Barra de histerese do UNISAT-4



Fonte: (SANTONI, 2009)

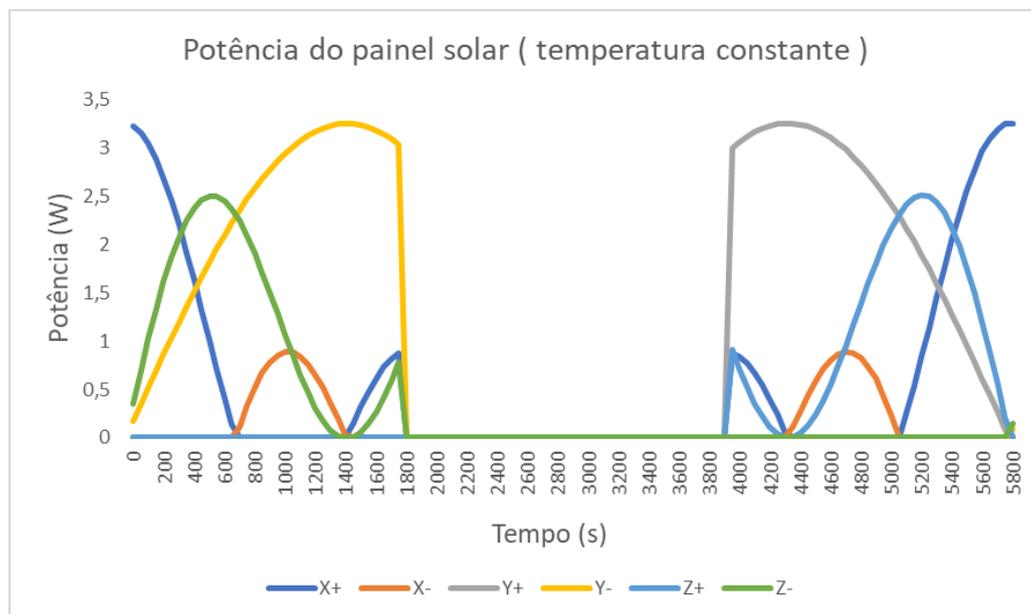
Conforme o satélite segue a trajetória da órbita e pode estar girando, a geração de energia é um fenômeno transiente, que depende das condições de órbita, atitude e materiais empregados. Como o Aldebaran I possui uma atitude passiva com barras de histerese a sua trajetória de orbita será de alinhamento com o campo gravitacional terrestre, aplicando essa atitude juntamente com os dados do fluxo solar para cada painel solar conseguimos estimar qual será o fluxo solar [Figura 61] e a potência [Figura 60] em cada face do painel com base na equação (3.7).

Figura 60 – Fluxo solar dos painéis a 25°C



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 61 – Potência dos painéis a 25°C



Fonte: Elaborada pelo autor.

## 4.2 Análise das Baterias

Para determinar a capacidade da bateria se utilizou a equação (4.1), onde a energia necessária para a região de eclipse [ $E_E$ ] calculada anteriormente é de 0.64Wh e o parâmetro de descarga de bateria [DOD] de 20%. Sendo assim a bateria precisa ter no mínimo uma capacidade de 3.21Wh ou 868 mAh.

$$Batt = \frac{E_E}{DOD} \quad (4.1)$$

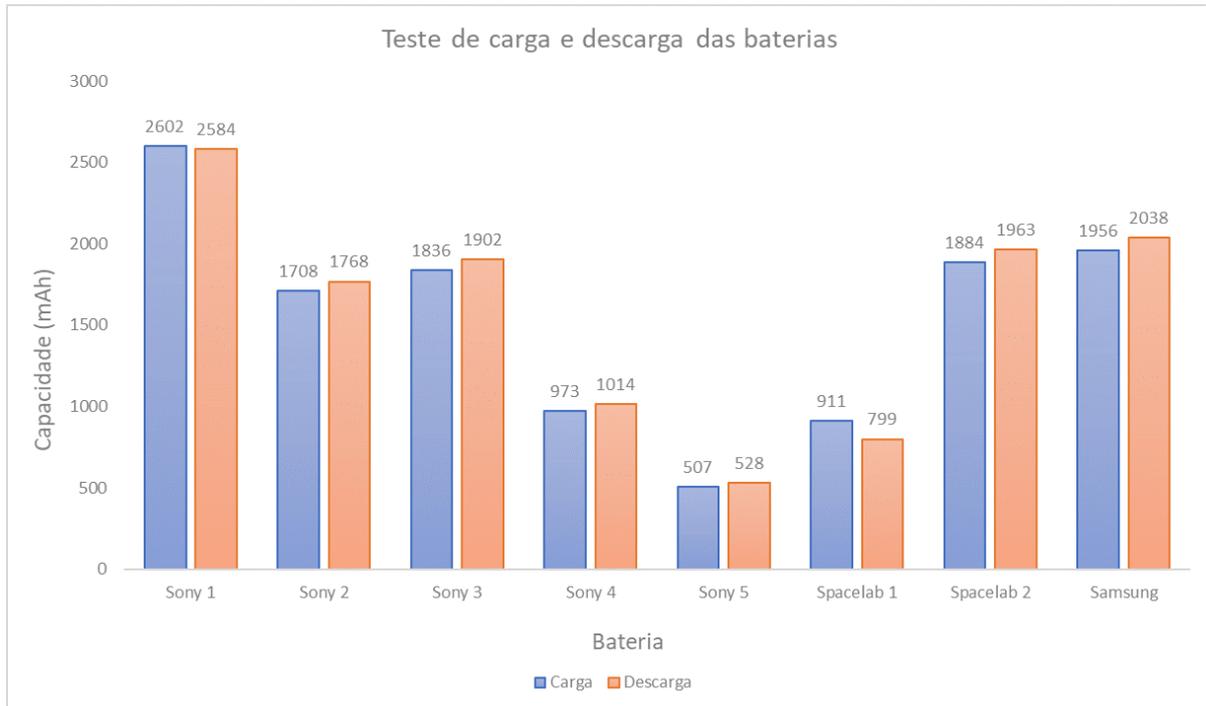
A Figura 62 mostra o resultado do teste de carga e descarga realizados com o carregador de Bateria Turnigy Accucell-6 50w. Segundo (Sony Energy Devices Corporation, 2015) a bateria da Sony possui uma capacidade de 3000 mAh, porém de acordo com os testes somente a primeira bateria chegou mais próxima do valor esperado com 2584 mAh.

Para as baterias formato 18650 fornecida pela Spacelab não foi possível identificar uma referência devido a ausência de informação em seu corpo, já a bateria da Samsung apresentou uma capacidade de 2038 mAh que se enquadra dentro da capacidade fornecida pelo fabricante (Samsung SDI, 2010).

Diversos fatores podem ter influenciado na baixa capacidade das baterias medidas, dentre eles estão: Fim do período de vida útil, muito tempo em estoque, exposição em altas temperaturas, constante mudança de temperatura ou até mesmo não ser um produto original.

De acordo com os testes realizados foi verificado que apenas a quinta bateria testada da Sony e a primeira revestida com formato 18650 fornecida pela Spacelab não atenderia a capacidade mínima exigida em orbita de 868 mAh. Porém como o encapsulamento das baterias 18650 permite uma capacidade entre 1200 mAh - 3600 mAh (SOMANY, 2022) e os valores estavam divergentes dos fornecidos pelos fabricantes, a única bateria aconselhável para uso é a da Samsung que estava nas especificações.

Figura 62 – Teste de Carga e Descarga das Baterias



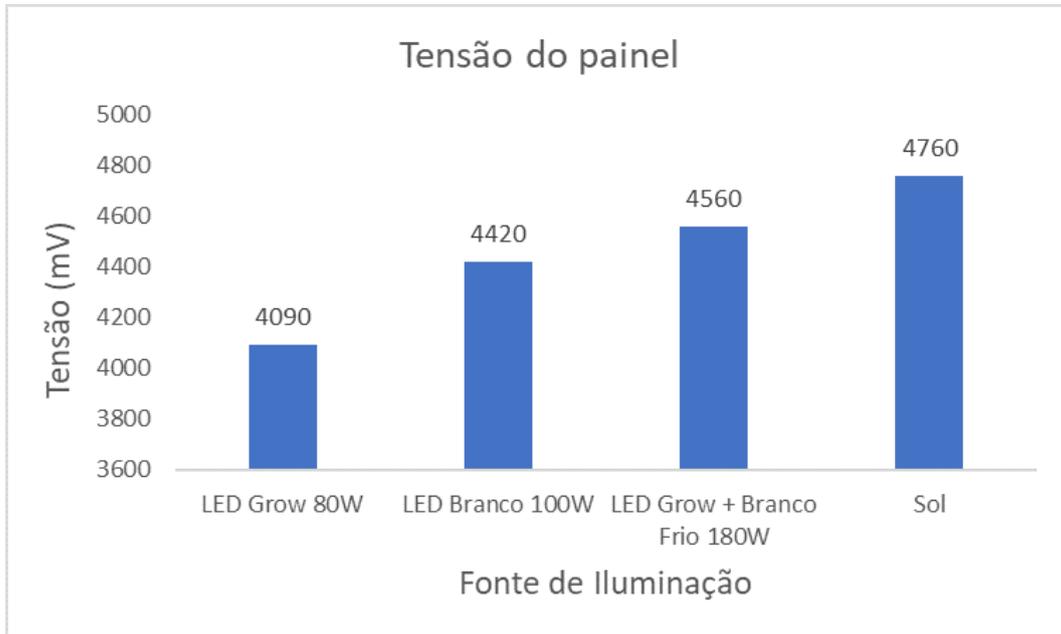
Fonte: Elaborada pelo autor.

### 4.3 Análise do Painel solar

De acordo com os testes de tensão [Figura 63] e os testes de correntes [Figura 64] realizados com o simulador solar e sobre exposição ao sol foi verificado que a tensão do simulador quando ligados os LEDs branco frio 100W juntamente com os LEDs Grow 80W se aproximaram da tensão gerada quando exposto ao sol. Porém a corrente gerada quando o painel foi exposto ao sol é de pelo menos 4 vezes a corrente medida no simulador.

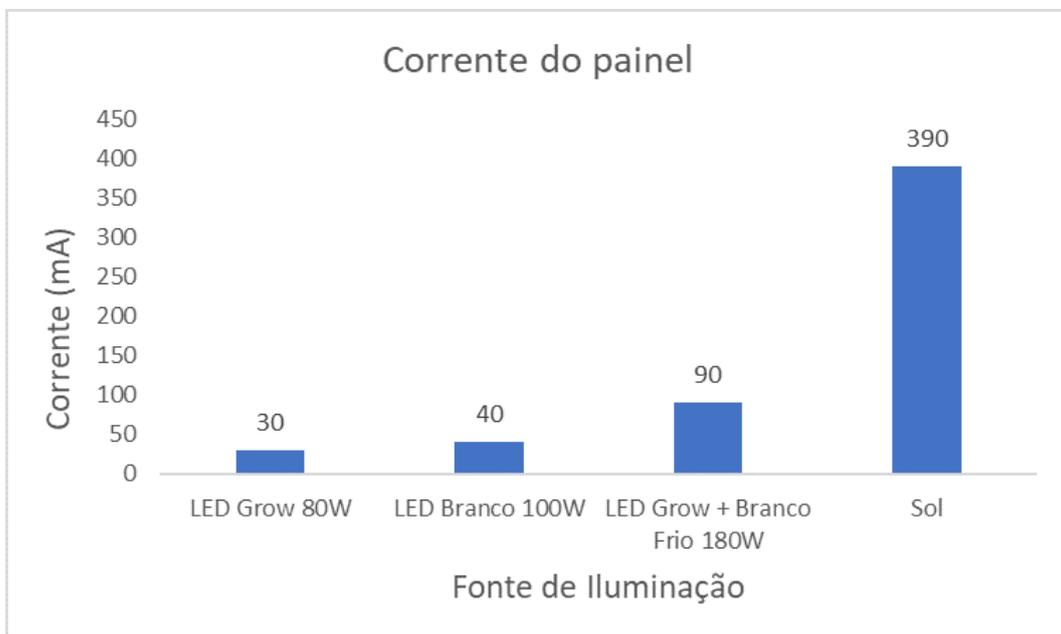
Para decodificação dos dados coletados dos sensores [Figura 53] foi utilizado os parâmetros de dados do EPS com suas identificações [Figura 65] em que foi utilizada. De acordo com os dados decodificados dos sensores do EPS, para identificação da tensão e corrente gerada pelo painel foram comparados os dados referente do EPS conectado ao painel solar com o do EPS conectado a fonte de bancada. Foi identificado que o painel utilizado foi o Y- por apresentar valor no campo de corrente quando conectado ao painel enquanto o que foi medido conectado a fonte de bancada permanecia zerado.

Figura 63 – Tensão do Painel Simulador x Sol



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 64 – Corrente do Painel Simulador x Sol



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 65 – Parâmetros dos dados EPS

```

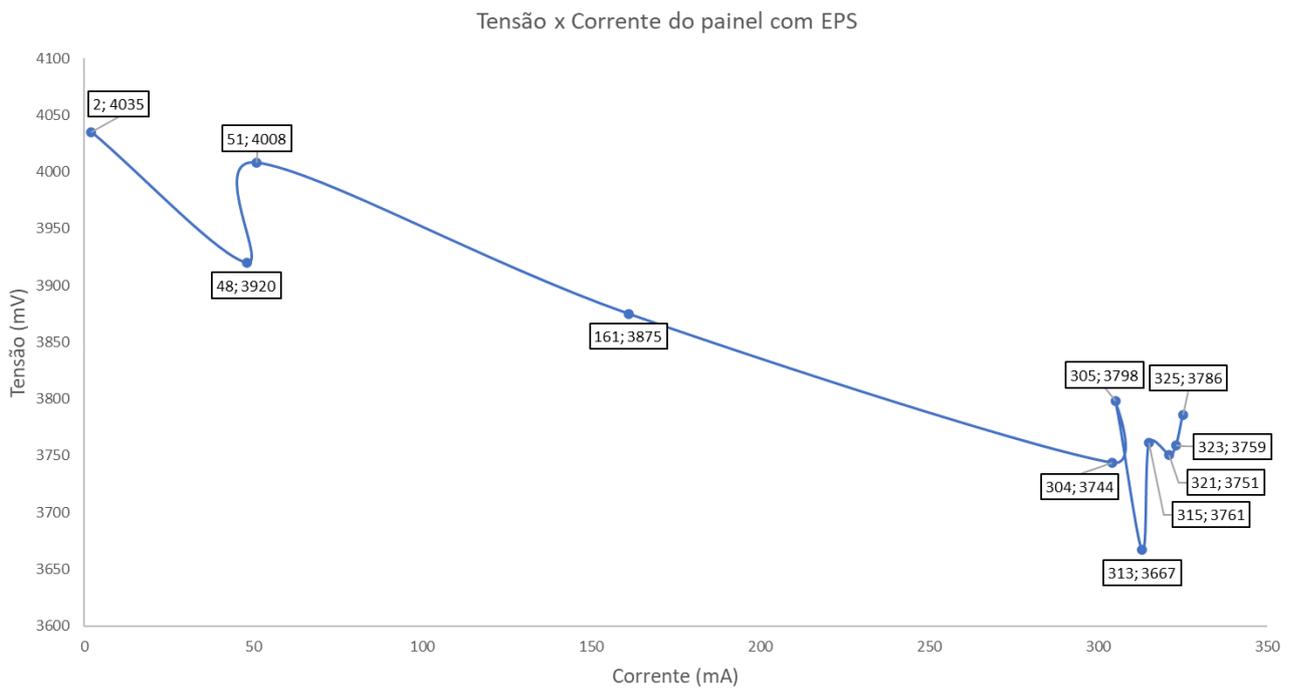
typedef enum
{
    EPS2_PARAM_ID_TIME_COUNTER          = 0,
    EPS2_PARAM_ID_MCU_TEMP              = 1,
    EPS2_PARAM_ID_EPS_CURRENT          = 2,
    EPS2_PARAM_ID_LAST_RESET_CAUSE     = 3,
    EPS2_PARAM_ID_RESET_COUNTER        = 4,
    EPS2_PARAM_ID_SP_MY_PX_VOLTAGE     = 5,
    EPS2_PARAM_ID_SP_MX_PZ_VOLTAGE     = 6,
    EPS2_PARAM_ID_SP_MZ_PY_VOLTAGE     = 7,
    EPS2_PARAM_ID_SP_MY_CURRENT        = 8,
    EPS2_PARAM_ID_SP_PY_CURRENT        = 9,
    EPS2_PARAM_ID_SP_MX_CURRENT        = 10,
    EPS2_PARAM_ID_SP_PX_CURRENT        = 11,
    EPS2_PARAM_ID_SP_MZ_CURRENT        = 12,
    EPS2_PARAM_ID_SP_PZ_CURRENT        = 13,
    EPS2_PARAM_ID_MPPT_1_DUTY_CYCLE    = 14,
    EPS2_PARAM_ID_MPPT_2_DUTY_CYCLE    = 15,
    EPS2_PARAM_ID_MPPT_3_DUTY_CYCLE    = 16,
    EPS2_PARAM_ID_SP_VOLTAGE_MPPT      = 17,
    EPS2_PARAM_ID_MAIN_POWER_BUS_VOLTAGE = 18,
    EPS2_PARAM_ID_RTD_0_TEMP           = 19,
    EPS2_PARAM_ID_RTD_1_TEMP           = 20,
    EPS2_PARAM_ID_RTD_2_TEMP           = 21,
    EPS2_PARAM_ID_RTD_3_TEMP           = 22,
    EPS2_PARAM_ID_RTD_4_TEMP           = 23,
    EPS2_PARAM_ID_RTD_5_TEMP           = 24,
    EPS2_PARAM_ID_RTD_6_TEMP           = 25,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_VOLTAGE          = 26,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_CURRENT          = 27,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_AVERAGE_CURRENT  = 28,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_ACC_CURRENT       = 29,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_CHARGE           = 30,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_MONITOR_TEMP     = 31,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_MONITOR_STATUS   = 32,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_MONITOR_PROTECT  = 33,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_MONITOR_CYCLE_COUNTER = 34,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_MONITOR_RAAC     = 35,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_MONITOR_RSAC     = 36,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_MONITOR_RARC     = 37,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_MONITOR_RSRC     = 38,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_HEATER_1_DUTY_CYCLE = 39,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_HEATER_2_DUTY_CYCLE = 40,
    EPS2_PARAM_ID_HW_VERSION           = 41,
    EPS2_PARAM_ID_FW_VERSION           = 42,
    EPS2_PARAM_ID_MPPT_1_MODE          = 43,
    EPS2_PARAM_ID_MPPT_2_MODE          = 44,
    EPS2_PARAM_ID_MPPT_3_MODE          = 45,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_HEATER_1_MODE    = 46,
    EPS2_PARAM_ID_BAT_HEATER_2_MODE    = 47,
    EPS2_PARAM_ID_DEVICE_ID            = 48
} eps2_param_id_e;

```

Fonte: Elaborada pelo autor.

A figura 66 representa a tensão pela corrente do painel solar quando conectado ao EPS, percebe-se que ao longo do tempo os dados medidos de tensão variou entre 3.6V e 4V, já a corrente variou ente 323 mA e 4 mA que foi o momento em que a o painel ficou sob sombra. Também foi notado que a tensão e a corrente diminuíram de valor se comparado ao medido somente a placa, isso se da devido a carga aplicada da placa do EPS conectada

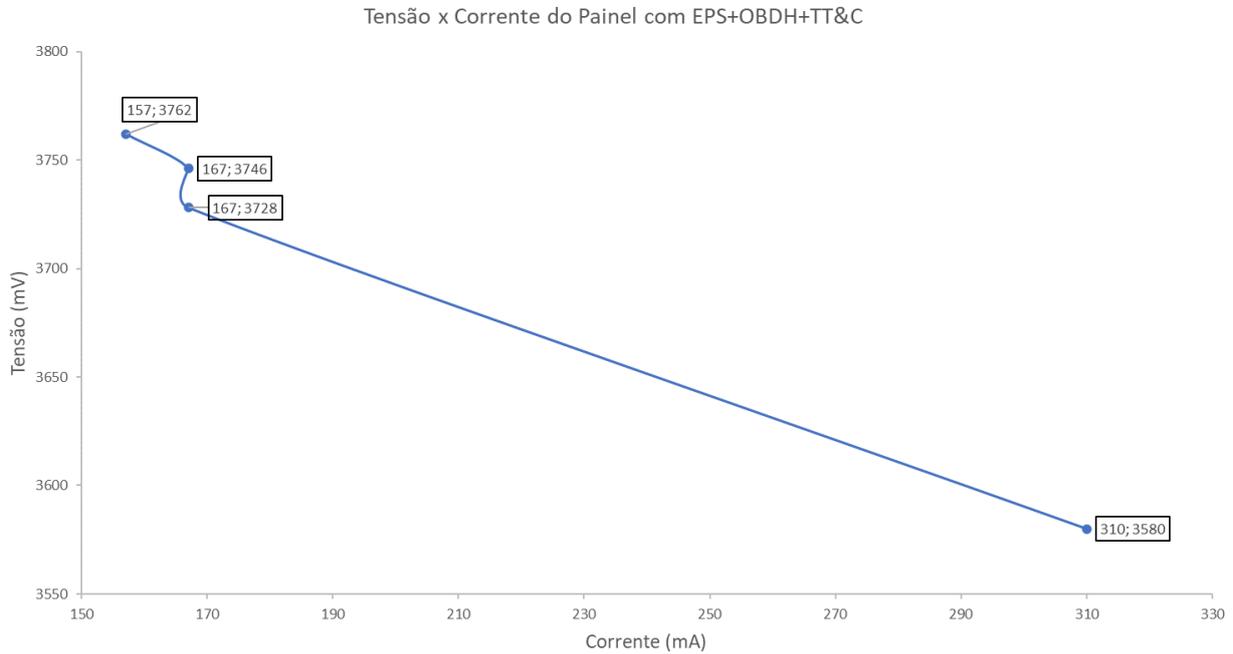
Figura 66 – Tensão x Corrente do painel solar com EPS



Fonte: Elaborada pelo autor.

A figura 67 representa a tensão pela corrente do painel solar quando conectado ao EPS + OBDH + TT&C, a tensão variou entre 3.5V e 3.7V e a corrente ficou entre 310 mA e 157 mA. Foi percebido que ao longo das 4 medições a tensão e a corrente diminuíram mais ainda quando conectados ao EPS, OBDH e o TT&C do que quando somente conectado ao EPS. Também foram analisados os dados do sensor do OBDH que estava conectado ao sistema, a temperatura registrada no sensor foi aproximada da testada pela câmera térmica, já as tensões e correntes não eram referentes ao painel solar e sim a de entrada no subsistema.

Figura 67 – Tensão x Corrente do painel solar com EPS + OBDH + TT&C

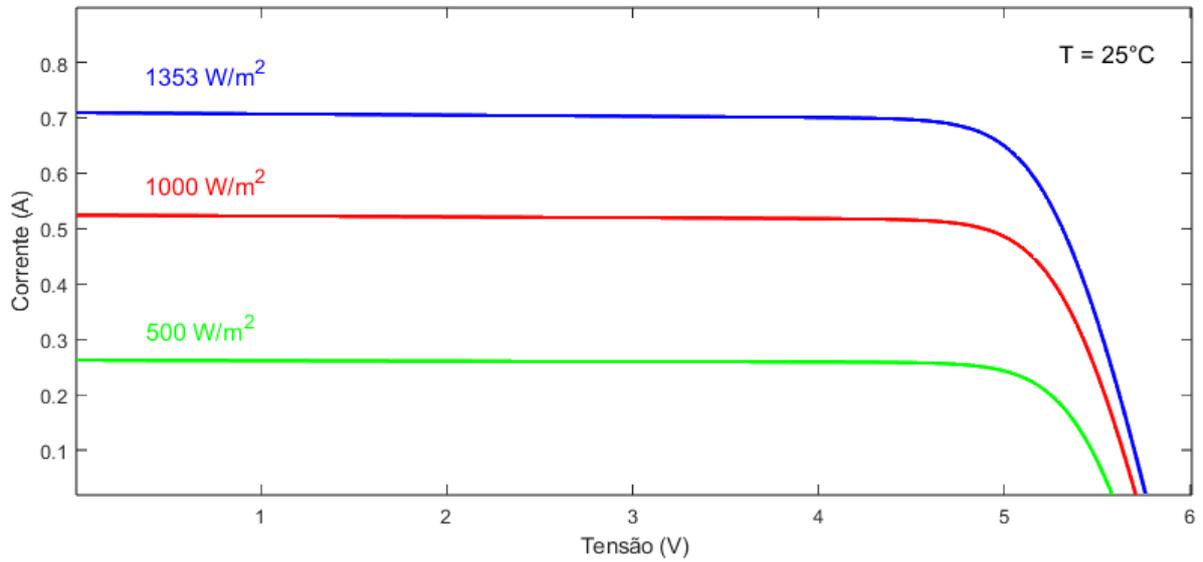


Fonte: Elaborada pelo autor.

Com base nos parâmetros do painel solar [Tabela 7] inseridas no bloco PV do Simulink, foi permitido plotar a curva característica da corrente e potência pela tensão variando de acordo com a irradiação solar [Figuras 68 e 69]. Com base nesses resultados foi observado que conforme a irradiação solar for superior, mais eficiente será a tensão e a corrente.

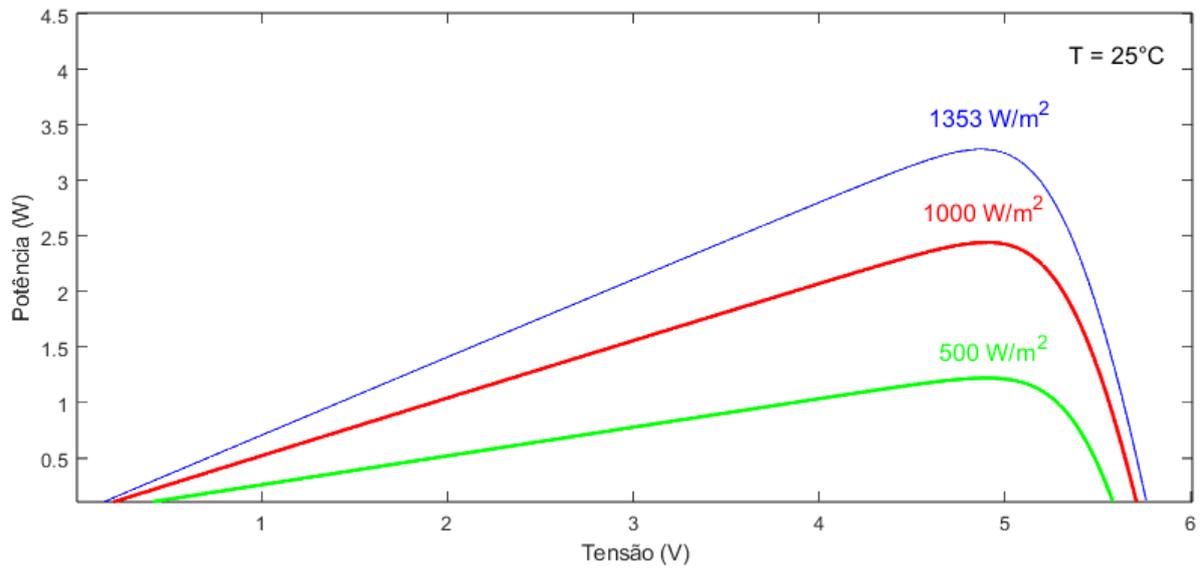
Como a irradiação espacial no espaço é maior que na superfície terrestre, a potência gerada pelos painéis nesse ambiente também será maior, a curva característica plotada no Simulink apresentou uma divergência na tensão com relação ao medido em campo, essa diferença pode ter sido pelo coeficiente de temperatura exigida pela simulação que não estava presente no datasheet do fabricante do painel solar.

Figura 68 – Variação de Corrente por Irradiação Solar



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 69 – Variação de Potência por Irradiação Solar



Fonte: Elaborada pelo autor.

## 5 Conclusão

Neste trabalho, foi apresentado um estudo analítico e experimental preliminar do EPS e seus componentes da missão Aldebaran. Foi proposto um método para análise de Power Budget relativamente simples provando ser uma boa aproximação, sendo que esses fatores e elementos são bastante úteis para modelar os primeiros números durante uma missão. Conforme os testes de carga e descarga de baterias e o cálculo para capacidade necessária para o satélite, conclui-se que as baterias de modelo 18650 possuem a capacidade ideal para suprir a demanda necessária para o nanossatélite Aldebaran I, porém elas precisam possuir histórico de voo igualmente as da Sony e Samsung, e entregar os valores igualmente os especificados pelo fabricante. O projeto do simulador solar, mesmo entregando uma corrente 4 vezes menor do que a medida no sol, entregou um resultado satisfatório ao se analisar a tensão gerada e os custos envolvidos para a sua implementação em na qual foram reaproveitados diversos materiais do almoxarifado da UFMA. Conforme o observado no teste do painel solar com o EPS, OBDH e TT&C, a medida em que é adicionado mais subsistemas no painel solar a tensão e a corrente de entrada também diminui. A curva característica plotada no simulink apesar de apresentar um resultado maior na tensão com relação ao medido em campo, apresentou uma potência aproximada do calculado no Power Budget.

### 5.1 Atividades Futuras

A proposta para trabalhos futuros é desenvolver outros métodos para avaliação do EPS para comparar com os resultados já obtidos, dentre eles estão:

- Identificar os coeficiente de temperatura do painel solar para realizar uma nova simulação no simulink;
- Fazer testes com outra fonte de iluminação no simulador diferentemente dos LEDs;
- Realizar testes com outras marcas de baterias do modelo 18650 já embarcadas em satélites;
- Desenvolver uma simulação em softwares como Systems Tool Kit para analisar o consumo do satélite em orbita;

# Referências

- Agência Espacial Brasileira. *Missão Aldebaran-I passa mais uma fase*. 2021. Disponível em: <<https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/missao-aldebaran-i-passa-mais-uma-fase>>. Acesso em: 10 de janeiro de 2023. Citado 2 vezes nas páginas 33 e 47.
- BARNHART, D. J. A low-cost femtosatellite to enable distributed space missions. *acta astronautica*. v. 64, p. 1123–1143, 2009. Citado 2 vezes nas páginas 17 e 21.
- BATISTA, L. S. Sistema elétrico para nanossatélites: Rastreios da máxima potência através de redes neurais artificiais. 04 2022. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 32.
- BrightHub Engineering. *Light Emitting Diode Schematic*. 2021. Disponível em: <<https://www.brighthubengineering.com/robotics/60933-how-to-test-led-lamps/>>. Acesso em: 05 de janeiro de 2023. Citado na página 41.
- Carl Zeiss. *Fundamentals of Light-Emitting Diodes (LEDs)*. 2019. Disponível em: <<https://zeiss-campus.magnet.fsu.edu/articles/lightsources/leds.html>>. Acesso em: 03 de janeiro de 2023. Citado na página 42.
- Carl Zeiss. *Fundamentals of Mercury Arc Lamps*. 2019. Disponível em: <<https://zeiss-campus.magnet.fsu.edu/articles/lightsources/mercuryarc.html>>. Acesso em: 03 de janeiro de 2023. Citado 2 vezes nas páginas 42 e 43.
- Carl Zeiss. *Fundamentals of Metal Halide Arc Lamps*. 2019. Disponível em: <<https://zeiss-campus.magnet.fsu.edu/articles/lightsources/metalhalide.html>>. Acesso em: 03 de janeiro de 2023. Citado na página 38.
- Carl Zeiss. *Fundamentals of Xenon Arc Lamps*. 2019. Disponível em: <<https://zeiss-campus.magnet.fsu.edu/articles/lightsources/xenonarc.html>>. Acesso em: 03 de janeiro de 2023. Citado na página 36.
- Carl Zeiss. *Microscopy and Digital Imaging Online Campus website*. 2019. Disponível em: <<https://zeiss-campus.magnet.fsu.edu/>>. Acesso em: 03 de janeiro de 2023. Citado 2 vezes nas páginas 34 e 44.
- Carl Zeiss. *Tungsten-Halogen Incandescent Lamps*. 2019. Disponível em: <<https://zeiss-campus.magnet.fsu.edu/articles/lightsources/tungstenhalogen.html>>. Acesso em: 03 de janeiro de 2023. Citado 2 vezes nas páginas 39 e 40.

Chip LED Cob 20W. *LED Grow Plant*. 2022. Disponível em: <<https://shopee.com.br/product/379424590/17455250840?smtt=0.328121778-1670712152.3>>. Acesso em: 10 outubro 2022. Citado na página 52.

Cubesat. *THE Cubesat PROGRAM*. 2004. Disponível em: <<https://www.Cubesat.org/about>>. Acesso em: 13 de janeiro de 2023. Citado na página 24.

Célula LED 50W. *Célula LED 50W*. 2022. Disponível em: <[https://www.americanas.com.br/produto/4604895141?pfm\\_carac=kit-10-refletores&pfm\\_page=search&pfm\\_pos=grid&pfm\\_type=search\\_page&offerId=61daf308d9fd6edeec397df3](https://www.americanas.com.br/produto/4604895141?pfm_carac=kit-10-refletores&pfm_page=search&pfm_pos=grid&pfm_type=search_page&offerId=61daf308d9fd6edeec397df3)>. Acesso em: 10 outubro 2022. Citado na página 53.

DARBALI-ZAMORA, R.; YEPES, N. C.; ORTIZ-RIVERA, E.; APONTE, E.; RINCON, A. Applying hol/pbl to prepare undergraduate students into graduate level studies in the field of aerospace engineering using the puerto rico cubesat project initiative. 10 2018. Citado 3 vezes nas páginas 17, 24 e 25.

DOE, J. Design and analysis of electrical power subsystem for cubesat. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2018. Citado na página 18.

Engenharia Aeroespacial – CCEAER/CCET. *Relatório Parcial de Avaliação de Resultados*. 2020. Citado na página 48.

Federação dos Municípios do Estado do Maranhão. *Raposa é escolhida para fazer teste de satélite da UFMA, que vai localizar embarcações em possíveis naufrágios*. 2021. Disponível em: <<https://famem.org.br/noticias/noticias/exibe/0031090-raposa-e-escolhida-para-fazer-teste-de-satelite-da-ufma-que-vai-localizar-embarcacoes-em-possiveis-naufragios>>. Acesso em: 10 de janeiro de 2023. Citado na página 33.

FORTESCUE, P.; SWINERD, G.; STARK, J. *Spacecraft systems engineering*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2011. Citado na página 30.

GARCIA, J. L. 2 - cubesat missions and applications. In: CAPPELLETTI, C.; BATTISTINI, S.; MALPHRUS, B. K. (Ed.). *Cubesat Handbook*. Academic Press, 2021. p. 185–197. ISBN 978-0-12-817884-3. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780128178843000023>>. Citado 8 vezes nas páginas 18, 26, 30, 31, 33, 45, 47 e 74.

Illuminating Engineering Society. *Lighting Measurements - A basic approach to understanding the principals of Lighting Science*. 2000. Disponível em: <[https://hosting.iar.unicamp.br/lab/luz/ld/Arquitetural/artigos/lighting\\_fundamentals\\_lighting\\_upgrade\\_manual\\_us\\_epa\\_office\\_of\\_air\\_and\\_radiation\\_january\\_1995.pdf](https://hosting.iar.unicamp.br/lab/luz/ld/Arquitetural/artigos/lighting_fundamentals_lighting_upgrade_manual_us_epa_office_of_air_and_radiation_january_1995.pdf)>. Acesso em: 02 de janeiro de 2023. Citado na página 34.

Jet Propulsion Laboratory - NASA. *Voyage Testing 1976*. 2017. Disponível em: <<https://www.jpl.nasa.gov/images/pia21732-voyager-testing-1976>>. Acesso em: 29 de dezembro de 2022. Citado na página 28.

JOHNSON, M. Solar simulator testing of cubesat solar panels. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2020. Citado na página 18.

KNAP, V.; VESTERGAARD, L. K.; STROE, D.-I. A review of battery technology in cubesats and small satellite solutions. *Energies*, v. 13, n. 16, 2020. ISSN 1996-1073. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/1996-1073/13/16/4097>>. Citado na página 31.

KOLBERG, D.; SCHUBERT, F.; LONTKE, N.; ZWIGART, A.; SPINNER, D. Development of tunable close match led solar simulator with extended spectral range to uv and ir. *Energy Procedia*, Elsevier, v. 8, p. 100–105, 2011. Citado na página 51.

KRAMER, H.; CRACKNELL, A. An overview of small satellites in remote sensing. *International Journal of Remote Sensing*, Taylor Francis, v. 29, n. 15, p. 4285–4337, 2008. ISSN 0143-1161. Citado na página 22.

KRAUSE, F. C.; LOVELAND, J. A.; SMART, M. C.; BRANDON, E. J.; BUGGA, R. V. Implementation of commercial li-ion cells on the marco deep space cubesats. *Journal of Power Sources*, v. 449, p. 227544, 2020. ISSN 0378-7753. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S037877531931537X>>. Citado 3 vezes nas páginas 19, 31 e 58.

Lamps & Tubes. *USHIO UV Arc Lamp USH-8000TO Lampe à arc court de mercure Quecksilber-Kurzbogenlampe*. 2020. Disponível em: <<http://lampes-et-tubes.info/alhg/al061.php>>. Acesso em: 05 de janeiro de 2023. Citado na página 42.

LEARY, G.; SWITZER, G. W.; KUNTZ, G.; KAISER, T. Comparison of xenon lamp-based and led-based solar simulators. *2017 IEEE 44th Photovoltaic Specialist Conference (PVSC)*, p. 1–6, 2017. Citado na página 42.

LED Center Comp. *Espectro LED Spectro*. 2022. Disponível em: <<https://ledcentercomp.com.br/produtos/chip-de-led-para-planta-50w-full-spectrum-110v/>>. Acesso em: 10 outubro 2022. Citado na página 52.

LED Today. *Light Emitting Diodes Illustration*. 2022. Disponível em: <<http://ledtoday.com/tenfacts.htm>>. Acesso em: 04 de janeiro de 2023. Citado na página 41.

LIU, F.; LI, Q.; LI, Z. Hole-transporting materials for perovskite solar cells. *Asian Journal of Organic Chemistry*, v. 7, 09 2018. Citado na página 29.

LÓPEZ-FRAGUAS, E.; SÁNCHEZ-PENA, J. M.; VERGAZ, R. A low-cost led-based solar simulator. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, v. 68, p. 4913–4923, 2019. Citado 5 vezes nas páginas 20, 40, 41, 42 e 50.

MKS Newport. *Quartz Tungsten Halogen Lamps*. 2022. Disponível em: <<https://www.newport.com/f/qth-lamps>>. Acesso em: 04 de janeiro de 2023. Citado 2 vezes nas páginas 39 e 40.

MKS Newport. *Simulation of Solar Irradiation*. 2022. Disponível em: <<https://www.newport.com/n/simulation-of-solar-irradiation>>. Acesso em: 04 de janeiro de 2023. Citado 3 vezes nas páginas 20, 38 e 43.

NYGREN, M. A. Solar simulation for the ntnu test satellite solar cells. *NTNU Open*, 2014. Citado 7 vezes nas páginas 19, 34, 35, 39, 40, 43 e 44.

OCE Technology SCA Series. *Solar Cell Array 30% Triple Junction GaAs*. 2022. Disponível em: <[https://satsearch.s3.eu-central-1.amazonaws.com/datasheets/satsearch\\_datasheet\\_gk0lrc\\_oce-technology\\_solar-cell-array-triple-junction-gaas.pdf?X-Amz-Algorithm=AWS4-HMAC-SHA256&X-Amz-Credential=AKIAJLB7IRZ54RAMS36Q%2F20230115%2F%2Fcentral-1%2F%2Fs3%2Faws4\\_request&X-Amz-Date=20230115T190628Z&X-Amz-Expires=86400&X-Amz-Signature=f6708bc33a543105b505f3be696736cc2b24b3eeca616a581065b9edf9e3396b&X-Amz-SignedHeaders=host](https://satsearch.s3.eu-central-1.amazonaws.com/datasheets/satsearch_datasheet_gk0lrc_oce-technology_solar-cell-array-triple-junction-gaas.pdf?X-Amz-Algorithm=AWS4-HMAC-SHA256&X-Amz-Credential=AKIAJLB7IRZ54RAMS36Q%2F20230115%2F%2Fcentral-1%2F%2Fs3%2Faws4_request&X-Amz-Date=20230115T190628Z&X-Amz-Expires=86400&X-Amz-Signature=f6708bc33a543105b505f3be696736cc2b24b3eeca616a581065b9edf9e3396b&X-Amz-SignedHeaders=host)>. Acesso em: 10 de janeiro de 2023. Citado 2 vezes nas páginas 47 e 71.

Oriel Sales. *Spectral Irradiance*. 2019. Disponível em: <[https://www.newport.com/medias/sys\\_master/images/images/hfb/hdf/8797196451870/Light-Sources.pdf](https://www.newport.com/medias/sys_master/images/images/hfb/hdf/8797196451870/Light-Sources.pdf)>. Acesso em: 05 de janeiro de 2023. Citado na página 44.

PDS: The Planetary Atmospheres Node. *Galileo Orbiter Archive Page*. 2022. Disponível em: <[https://pds-atmospheres.nmsu.edu/data\\_and\\_services/atmospheres\\_data/Galileo/galileo\\_orbiter.html](https://pds-atmospheres.nmsu.edu/data_and_services/atmospheres_data/Galileo/galileo_orbiter.html)>. Acesso em: 29 de dezembro de 2022. Citado na página 27.

PETRASCH, J.; CORAY, P.; MEIER, A.; BRACK, M.; HAEBERLING, P.; WUILLEMIN, D.; STEINFELD, A. A novel 50 kw 11,000 suns high-flux solar simulator based on an array of xenon arc lamps. *Journal of Solar Energy Engineering-transactions of The Asme - J SOL ENERGY ENG*, v. 129, 11 2007. Citado na página 36.

PUIG-SUARI, B. T. J. Cubesat: The development and launch support infrastructure for eighteen different satellite customers on one launch. In: *Proceedings of the Stanford University SSDL*. [S.l.: s.n.], 2001. Citado na página 24.

RAPOLU, K.; DUGAN, S. L.; MANELIS, M.; WELDON, J.; WESSEL, R. Kapton rs flexible heaters – design and applications. *2018 17th IEEE Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems (ITherm)*, p. 19–25, 2018. Citado na página 31.

REBER, G.; STEINER, R.; OELHAFEN, P.; ROMANYUK, A. Angular dependent solar gain for insulating glasses from experimental optical and thermal data. p. 173 – 178, 2005. Citado na página 37.

REZK, H.; ELTAMALY, A. M. A comprehensive comparison of different mppt techniques for photovoltaic systems. *Solar Energy*, v. 112, p. 1–11, 2015. ISSN 0038-092X. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0038092X14005428>>. Citado na página 31.

Rsdelivers. *Osram 250 W Tubular Metal Halide Lamp, GES/E40, 20000 lm*. 2022. Disponível em: <<https://br.rsdelivers.com/product/osram/4008321677846/osram-250-w-tubular-metal-halide-lamp-ges/e40-20000-lm/0743460>>. Acesso em: 04 de janeiro de 2023. Citado na página 37.

Samsung SDI. *Specification of product for Lithium-ion Rechargeable Cell*. 2010. Disponível em: <<https://datasheetspdf.com/pdf-file/845518/Samsung/ICR18650-22P/1>>. Acesso em: 10 de janeiro de 2023. Citado na página 77.

SANTONI, Z. M. Passive magnetic attitude stabilization of the unisat-4 microsatellite. *Acta Astronautica*, v. 65, p. 792 – 803, 2009. Citado 2 vezes nas páginas 74 e 75.

SCHUBERT, F.; KLAMETH, K.; DAROU, S.; SPINNER, D. Measurement uncertainties of a compact array spectrometer. *Energy Procedia*, v. 77, p. 179–186, 2015. ISSN 1876-6102. 5th International Conference on Silicon Photovoltaics, SiliconPV 2015. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1876610215007845>>. Citado na página 34.

SCHWARTZ, J. B. e P. Advanced lighting guidelines. *2003rd ed. White Salmon WA: New Buildings Institute*, 2003. Citado na página 44.

SELLERS, D. K. J. Understanding space: An introduction to astronautics. *third ed., Space Technology Series*, 2005. Citado 7 vezes nas páginas 19, 25, 29, 30, 31, 47 e 49.

SETIAWAN, J. D. Nano-satellites for marine coastal monitoring. 2020. Citado na página 17.

SMITH, J. Nanosatellites: A review of the state of the art. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019. Citado na página 17.

Solar Light. *L-05729 1600 Watt Ozone-Free Short Arc Xenon Lamp*. 2022. Disponível em: <<https://solarlight.com/product/sl-05729-1000-watt-ozone-free-short-arc-xenon-lamp/>>. Acesso em: 04 de janeiro de 2023. Citado na página 36.

SOMANY. *18650 Battery Specifications: Datasheet and Properties*. 2022. Disponível em: <<https://somanytech.com/18650-battery-specifications-datasheet-18650-battery-specs/>>. Acesso em: 11 de janeiro de 2023. Citado na página 77.

Sony Energy Devices Corporation. *Lithium Ion Rechargeable Battery Technical Information*. 2015. Disponível em: <[https://keeppower.com.ua/download/01-2016/US18650VTC6\\_Technical\\_Information.pdf](https://keeppower.com.ua/download/01-2016/US18650VTC6_Technical_Information.pdf)>. Acesso em: 10 de janeiro de 2023. Citado na página 77.

SPACELAB. Documentação eps 2.0. 2022. Citado na página 49.

The European Space Agency. *Como Acompanhar o fim da missão Cassini*. 2017. Disponível em: <[https://www.esa.int/Space\\_in\\_Member\\_States/Portugal/Como\\_acompanhar\\_o\\_fim\\_da\\_missao\\_Cassini](https://www.esa.int/Space_in_Member_States/Portugal/Como_acompanhar_o_fim_da_missao_Cassini)>. Acesso em: 29 de dezembro de 2022. Citado na página 27.

TUN, U.; MALAYSIA, H.; HAFIZ, I. Structure of metal halide lamp. 08 2020. Citado 2 vezes nas páginas 37 e 38.

U.S. EPA Green Lights Program. *LIGHTING FUNDAMENTALS, LIGHTING UPGRADE MANUAL*. 1995. Disponível em: <[https://hosting.iar.unicamp.br/lab/luz/ld/Arquitetural/artigos/lighting\\_fundamentals\\_lighting\\_upgrade\\_manual\\_us\\_epa\\_office\\_of\\_air\\_and\\_radiation\\_january\\_1995.pdf](https://hosting.iar.unicamp.br/lab/luz/ld/Arquitetural/artigos/lighting_fundamentals_lighting_upgrade_manual_us_epa_office_of_air_and_radiation_january_1995.pdf)>. Acesso em: 02 de janeiro de 2023. Citado 3 vezes nas páginas 34, 35 e 38.

Verre et Quartz. *4003 infrared lamp 400W*. 2006. Disponível em: <<https://www.usmin.fi/site/assets/files/1067/infra400esite.pdf>>. Acesso em: 11 de janeiro de 2023. Citado na página 51.

WEKERLE, T.; PESSOA, J. B.; COSTA, L. E. V. L. d.; TRABASSO, L. G. Status and trends of smallsats and their launch vehicles—an up-to-date review. *Journal of Aerospace Technology and Management*, SciELO Brasil, v. 9, p. 269–286, 2017. Citado na página 20.

WESTON, S.; MILLER, C. S.; INGERSOLL, J. E.; YOST, B. D.; AGASID, E.; BURTON, R.; CARLINO, R.; DEFOUW, G.; PEREZ, A. D.; KARACALIOGLU, A. G. et al. State of the art: small spacecraft technology. 2018. Citado 3 vezes nas páginas 19, 26 e 28.

WOELLERT, K.; EHRENFREUND, P.; RICCO, A. J.; HERTZFELD, H. Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations. *Advances in Space Research*, v. 47, n. 4, p. 663–684, 2011. ISSN 0273-1177. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0273117710006836>>. Citado na página 23.

WOOD, D.; WEIGEL, A. Charting the evolution of satellite programs in developing countries – the space technology ladder. *Space Policy*, v. 28, n. 1, p. 15–24, 2012. ISSN 0265-9646. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0265964611001238>>. Citado na página 22.

YUSUF, A.; PRABOWO, G. S. Bench model design of the electrical power system for iinusat-1 nanosatellite. *2012 IEEE International Conference on Communication, Networks and Satellite (ComNetSat)*, p. 182–186, 2012. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 31.