



**UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARÁ
CAMPUS UNIVERSITÁRIO DE TUCURUÍ
FACULDADE DE ENGENHARIA ELÉTRICA**

DÁRIO FERNANDO DA SILVA PANAGIO

**PROJETO E IMPLEMENTAÇÃO DO SISTEMA DE POTÊNCIA
ELÉTRICA DO SATÉLITE ST-OBSAT-01**

**Tucuruí-PA
2024**



**UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARÁ
CAMPUS UNIVERSITÁRIO DE TUCURUÍ
FACULDADE DE ENGENHARIA ELÉTRICA**

DÁRIO FERNANDO DA SILVA PANAGIO

**PROJETO E IMPLEMENTAÇÃO DO SISTEMA DE POTÊNCIA
ELÉTRICA DO SATÉLITE ST-OBSAT-01**

Trabalho de conclusão de curso apresentado ao colegiado da Faculdade de Engenharia Elétrica, do Campus Universitário de Tucuruí, da Universidade Federal do Pará, como requisito necessário para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Elétrica.

Orientador: Prof. Dr. Raphael Barros Teixeira

**Tucuruí-PA
2024**

**Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP) de acordo com ISBD
Sistema de Bibliotecas da Universidade Federal do Pará
Gerada automaticamente pelo módulo Ficat, mediante os dados fornecidos pelo(a) autor(a)**

P187p Panagio, Dário.
PROJETO E IMPLEMENTAÇÃO DO SISTEMA DE
POTÊNCIA ELÉTRICA DO SATÉLITE ST-OBSAT-01 / Dário
Panagio. — 2024.
136 f. : il. color.

Orientador(a): Prof. Dr. Raphael Teixeira
Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Universidade
Federal do Pará, Campus Universitário de Tucuruí, Faculdade de
Engenharia Elétrica, Tucuruí, 2024.

1. CubeSat. 2. conversores DC-DC. 3. EPS. 4. PCB. 5.
Olimpíada Brasileira de Satélites. I. Título.

CDD 537.5

DÁRIO FERNANDO DA SILVA PANAGIO

**PROJETO E IMPLEMENTAÇÃO DO SISTEMA DE
POTÊNCIA ELÉTRICA DO SATÉLITE ST-OBSAT-01**

Trabalho de conclusão de curso apresentado ao colegiado da Faculdade de Engenharia Elétrica, do Campus Universitário de Tucuruí, da Universidade Federal do Pará, como requisito necessário para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Elétrica.

Data da Defesa: 22 de fevereiro de 2024

Conceito: Excelente

Banca Examinadora

Prof. Dr. Raphael Barros Teixeira

Orientador - FEE/CAMTUC/UFPA

Prof. Dr. André Felipe Souza da Cruz

Avaliador Interno - FEE/CAMTUC/UFPA


Prof. Dr. Ewerton Ramos Granhen

Avaliador Interno - FEE/CAMTUC/UFPA

Tucuruí-PA

2024

ATA DE DEFESA DE TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

	UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARÁ CAMPUS UNIVERSITÁRIO DE TUCURUI FACULDADE DE ENGENHARIA ELÉTRICA
---	--


TÍTULO DO TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO
Projeto e implementação do sistema de potência elétrica do satélite ST-OBSAT-01

DISCENTE	MATRÍCULA
Dário Fernando da Silva Panagio	201833940021

BANCA EXAMINADORA	CONDIÇÃO
1. Prof. Dr. Raphael Barros Teixeira - UFPA	Orientador
2. Prof. Dr. André Felipe Souza Cruz - UFPA	Membro
3. Prof. Dr. Ewerton Ramos Granhen- UFPA	Membro


Data da Defesa: 22/02/2024	Hora Início: 15:10	Hora do Término:15:50
-----------------------------------	---------------------------	------------------------------

Critérios	Nota dos Avaliadores		
	1	2	3
Trabalho escrito (Gramática, clareza, etc.)	9,5	9,5	9,5
Conteúdo técnico	10	9	9
Sequência lógica de apresentação	10	10	10
Administração do tempo	10	10	10
Capacidade de expressão oral	10	10	10
Domínio do tema	10	9,5	10
Média por avaliador	9,92	9,67	9,75
Média Final	9,78		
Conceito Final	EXCELENTE		

Documento assinado digitalmente
 **RAPHAEL BARROS TEIXEIRA**
Data: 23/02/2024 09:53:42-0300
Verifique em <https://validar.it.gov.br>

Prof. Dr. Raphael Teixeira - Orientador

Tucuruí, 23 de fevereiro de 2024.

Documento assinado digitalmente
 **ANDRÉ FELIPE SOUZA DA CRUZ**
Data: 23/02/2024 09:59:59-0300
Verifique em <https://validar.it.gov.br>

Prof. Dr. André Felipe Cruz - Membro

Documento assinado digitalmente
 **EWERTON RAMOS GRANHEN**
Data: 26/02/2024 09:39:29-0300
Verifique em <https://validar.it.gov.br>

Prof. Dr. Ewerton Granhen - Membro

À minha querida mãe Dulce, por todo amor,
apoio e incentivo que sempre me proporcionou.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de expressar minha profunda gratidão a cada professor, colega de turma e amigo com quem convivi ao longo desses anos de curso, que me ensinaram, incentivaram, compartilharam experiências valiosas e que certamente tiveram impacto na minha formação acadêmica.

Ao Professor Raphael Teixeira, meu orientador de TCC, meus sinceros agradecimentos por sua disponibilidade, dedicação e orientação ao longo do processo de construção e desenvolvimento do meu trabalho. Suas sugestões, feedbacks e experiência foram fundamentais.

Aos meus colegas de turma, André Aranha, Cascio Batista, Matheus Gama e Gilzi Rodrigues, por contribuírem diretamente na produção de trabalhos que precederam o atual projeto e por compartilharem comigo tantos momentos de descobertas e aprendizado ao longo deste percurso.

À Pamelly Brígida, pela amizade incondicional, pelo apoio e por estar ao meu lado durante grande parte do tempo em que me dediquei ao curso, tornando-se um pilar fundamental em todos os aspectos dessa jornada.

Direciono meus agradecimentos também à equipe do FABLAB por disponibilizar alguns de seus instrumentos eletrônicos para testes do protótipo.

Mais uma vez, expresso meus sinceros agradecimentos a todos vocês por fazerem parte da minha trajetória acadêmica. Sou grato pela oportunidade de ter estudado e aprendido com pessoas tão talentosas e dedicadas. O conhecimento e as experiências adquiridas durante este período serão lembrados e valorizados para sempre.

“Toda a nossa mistura de alegria e sofrimento, todas as inúmeras religiões, ideologias e doutrinas econômicas, todos os caçadores e saqueadores, heróis e covardes, criadores e destruidores de civilizações, reis e camponeses, jovens casais apaixonados, pais e mães, todas as crianças, todos os inventores e exploradores, professores de moral, políticos corruptos, “superastros”, “líderes supremos”, todos os santos e pecadores da história da nossa espécie, ali — num grão de poeira suspenso num raio de sol.”

(Carl Sagan, 1994, p. 9)

RESUMO

A missão denominada Super Time Olimpíada Brasileira de Satélites 01 (ST-OBSAT-01) tem como propósito lançar um nanossatélite da categoria *CubeSat* 1U, ou seja, com dimensões de 10 x 10 x 10 cm, no ano de 2024. O objetivo é projetar um satélite de baixo custo explorando o uso de componentes comercialmente disponíveis. Este trabalho está concentrado no desenvolvimento do Sistema de Potência Elétrica (EPS, do inglês *Electrical Power Subsystem*) do satélite ST-OBSAT-01, que é composto por um sistema de aquisição, armazenamento, distribuição e monitoramento de energia. Além disso, o EPS deve atender os requisitos da missão em diversas frentes, tais como a padronização, as conexões com os demais subsistemas, os requisitos de operação, o consumo, entre outros. Esta monografia descreve o design, análise, implementação e os testes de um módulo EPS, que é uma parte essencial do satélite. O EPS desenvolvido possui entrada para até seis painéis solares, os quais são interligados ao restante do sistema por meio de três conversores DC-DC *boost* em paralelo que incorporam um algoritmo de Rastreamento do Ponto de Máxima Potência (MPPT). Uma arquitetura centralizada de EPS foi adotada. Conversores DC-DC *buck-boost* disponibilizam saídas reguladas em 3,3 V e 5 V aos demais sistemas do satélite. As saídas reguladas são distribuídas a partir de um barramento central não regulado, conectado a uma bateria recarregável de Li-ion de 4,2 V. O EPS também incorpora circuitos de proteção das cargas, interruptores de segurança e um microcontrolador capaz de gerenciar, monitorar e fornecer dados de telemetria do EPS ao Computador de Bordo (OBC, do inglês *On-Board Computer*) do satélite. O produto final deste trabalho é um módulo composto por duas Placas de Circuito Impresso (PCBs, do inglês *Printed Circuit Board*), que juntas formam o EPS. A funcionalidade do módulo foi testada e os resultados foram devidamente documentados. Os testes abrangeram desde inspeções visuais até a integração, as medições elétricas e a aquisição de dados do sistema de telemetria. Durante o processo de teste, foram identificados pontos que necessitavam de correção, aprimoramento e melhorias. No geral, o módulo demonstrou um bom desempenho, alinhando-se a maior parte das expectativas iniciais do projeto. Toda a documentação pertinente à fabricação do módulo, projeto, códigos de programação e futuras atualizações foi disponibilizada no GitHub.

Palavras-chave: *CubeSat*; conversores DC-DC; EPS; PCB; Olimpíada Brasileira de Satélites.

ABSTRACT

The mission called Super Time Brazilian Satellite Olympics 01 (ST-OBSAT-01) aims to launch a 1U CubeSat, i.e., with dimensions of 10 x 10 x 10 cm, in the year 2024. The goal is to design a low-cost satellite by leveraging commercially available components. This work is focused on the development of the Electrical Power System (EPS) of the ST-OBSAT-01 satellite, which comprises an energy acquisition, storage, distribution, and monitoring system. Additionally, the EPS must meet mission requirements in various aspects, such as standardization, connections with other subsystems, operational requirements, power consumption, among others. This thesis describes the design, analysis, implementation, and testing of an EPS module, which is an essential part of the satellite. The developed EPS has input for up to six solar panels, interconnected to the rest of the system through three parallel DC-DC boost converters incorporating a Maximum Power Point Tracking (MPPT) algorithm. A centralized EPS architecture was adopted. Buck-boost DC-DC converters provide regulated outputs at 3.3 V and 5 V to the satellite's other systems. The regulated outputs are distributed from an unregulated central bus connected to a rechargeable 4.2 V Li-ion battery. The EPS also incorporates load protection circuits, safety switches, and a microcontroller capable of managing, monitoring, and providing telemetry data from the EPS to the satellite's On-Board Computer (OBC). The final product of this work is a module composed of two Printed Circuit Boards (PCBs), which together form the EPS. The module's functionality was tested, and the results were properly documented. The tests ranged from visual inspections to integration, electrical measurements, and telemetry system data acquisition. During the testing process, points requiring correction, enhancement, and improvements were identified. Overall, the module demonstrated good performance, aligning with most of the initial project expectations. All relevant documentation for module fabrication, design, programming codes, and future updates has been made available on GitHub.

Keywords: Brazilian Satellite Olympics; CubeSat; DC-DC converters; EPS; PCB.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Forma padrão de um <i>CubeSat</i> 1U	22
Figura 2 – Tipos de <i>CubeSat</i> e suas classes de acordo com a massa	23
Figura 3 – Arquitetura básica de um <i>CubeSat</i>	23
Figura 4 – Diagrama de blocos básico do EPS	24
Figura 5 – Logotipo da equipe TucSAT	25
Figura 6 – Etapas de desenvolvimento	28
Figura 7 – Modelo de <i>CubeSat</i> com painéis solares desdobráveis	29
Figura 8 – Eficiência das células solares	30
Figura 9 – Eficiência das células solares	31
Figura 10 – Classificação das arquiteturas de EPS	34
Figura 11 – Topologia parcialmente regulada	36
Figura 12 – Painel solar SM-SP-RA-1U	38
Figura 13 – Circuito equivalente de uma célula fotovoltaica	39
Figura 14 – Curvas de corrente x tensão e potência x tensão do painel SM-SP-RA-1U	41
Figura 15 – Curva de corrente x tensão do painel SM-SP-RA-1U, interceptada por três cargas diferentes	41
Figura 16 – Curva de potência-tensão do painel SM-SP-RA-1U: (a) para diferentes valores relativos de constante solar, (b) para diferentes temperaturas	42
Figura 17 – Fluxograma resumido do algoritmo P&O	43
Figura 18 – Configuração em paralelo dos CIs SPV1040	44
Figura 19 – Circuito obtido no eDesignSuite	45
Figura 20 – Curva de eficiência do circuito	46
Figura 21 – Interface de simulação orbital GMAT	48
Figura 22 – Interface de simulação do CubeSat Power Model	49
Figura 23 – Potência gerada em cada painel por órbita	50
Figura 24 – Geração de potência média ao longo de um mês de operação	50
Figura 25 – Esquemático simplificado do regulador de carga BQ25302	53
Figura 26 – Esquema de implementação do LTC4352	54
Figura 27 – Curvas de tensão de entrada e saída do LTC4352	55
Figura 28 – Esquemático simplificado do <i>fuel gauge</i> bq27441-G1	56
Figura 29 – Localização do RBF e <i>kill switches</i>	56
Figura 30 – Estágio de potência de um conversor <i>buck-boost</i> não-inversor de quatro chaves	57
Figura 31 – Parâmetros de entrada e saída do conversor DC-DC 5 V	58
Figura 32 – Circuito do conversor <i>buck-boost</i> 5 V sugerido pelo WEBENCH	58
Figura 33 – Simulação de inicialização do <i>buck-boost</i> 5 V: (a) tensão de entrada, (b) tensão de saída	59

Figura 34 – Simulação de variação de carga do <i>buck-boost</i> 5 V: (a) corrente de saída, (b) tensão de saída	59
Figura 35 – Simulação de variação de tensão de entrada do <i>buck-boost</i> 5 V: (a) tensão de entrada, (b) tensão de saída	60
Figura 36 – Eficiência do conversor DC-DC 5 V	60
Figura 37 – Parâmetros de entrada e saída do conversor DC-DC 3,3 V	61
Figura 38 – Circuito do conversor <i>buck-boost</i> 3,3 V sugerido pelo WEBENCH	61
Figura 39 – Simulação de inicialização do <i>buck-boost</i> 3,3 V: (a) tensão de entrada, (b) tensão de saída	62
Figura 40 – Simulação de variação de carga do <i>buck-boost</i> 3,3 V: (a) corrente de saída, (b) tensão de saída	62
Figura 41 – Simulação de variação da tensão de entrada do <i>buck-boost</i> 5 V: (a) tensão de entrada, (b) tensão de saída	63
Figura 42 – Circuito do conversor <i>buck-boost</i> 3,3 V sugerido pelo WEBENCH	63
Figura 43 – Esquemático simplificado do CI INA219	64
Figura 44 – Esquemático típico do TPS2553	65
Figura 45 – Arquitetura de telemetria e comando	66
Figura 46 – Vista superior do Módulo Principal	69
Figura 47 – Vista inferior do Módulo Principal	70
Figura 48 – Vista lateral do Módulo Principal	70
Figura 49 – Vista superior da Placa da Bateria	70
Figura 50 – Vista inferior da Placa da Bateria	71
Figura 51 – Vista inferior da Placa da Bateria	71
Figura 52 – Interfaces do Módulo Principal	72
Figura 53 – Interfaces da Placa da Bateria	73
Figura 54 – Representação tridimensional da montagem mecânica do EPS	74
Figura 55 – Representação tridimensional do EPS no interior do <i>CubeSat</i>	74
Figura 56 – Vista tridimensional da versão mais recente da montagem final do <i>CubeSat</i> ST-OBSAT-01	75
Figura 57 – Vista superior do Módulo Principal V1.3.2	79
Figura 58 – Vista inferior do Módulo Principal V1.3.2	80
Figura 59 – Placa da Bateria V1.3: (a) visão superior, (b) visão inferior	81
Figura 60 – Aferição das dimensões das PCBs	81
Figura 61 – Aferição da massa total do módulo	82
Figura 62 – Encaixe final do RBF	82
Figura 63 – Correção futura para o comprimento dos furos do conector 35RAPC4BH3 (RBF)	83
Figura 64 – Aferição de consumo: (a) Módulo Principal, (b) EPS completo	84

Figura 65 – Aferição de tensão das saídas alimentando uma carga de 10 Ω : (a) <i>buck-boost</i> 5V, (b) <i>buck-boost</i> 3,3 V	85
Figura 66 – Aferição de tensão das saídas alimentando uma carga de 4 Ω : (a) <i>buck-boost</i> 5V, (b) <i>buck-boost</i> 3,3 V	85
Figura 67 – Aferição de tensão no diodo de <i>bypass</i> : (a) entrada 5 V, (b) saída 3,3 V . . .	86
Figura 68 – Aferição de tensão na saída do sistema MPPT para: (a) entrada 4,8 V, (b) entrada 2,5 V	86
Figura 69 – Resistor de 10 k Ω adicionado ao regulador de carga para compensar a ausência do NTC	87
Figura 70 – Mensagem de erro ao tentar enviar o <i>firmware</i> para o microcontrolador . . .	87
Figura 71 – Coleta de dados do barramento I2C	88
Figura 72 – Aquisição de temperatura pelos sensores TPM36 na Placa da Bateria	89

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Algumas das células Li-ion 18650 de alta performace	32
Quadro 2 – Sistemas PMAD comerciais	33
Quadro 3 – Relação de empresas com pedido de cotação enviado	38
Quadro 4 – Roteiro de testes	78

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Estimativa de <i>power budget</i>	37
Tabela 2 – Características elétricas do painel SM-SP-RA-1U	39
Tabela 3 – Dados de configuração do conversor SPV1040	46
Tabela 4 – Parâmetros orbitais	48
Tabela 5 – Margem de produção energética	51
Tabela 6 – Ajuste de corrente das chaves de distribuição	66
Tabela 7 – Regras de design das trilhas e vias	68
Tabela 8 – Características das trilhas e vias de acordo com a norma IPC-2152	68
Tabela 9 – Custo de fabricação e montagem das PCBs	76
Tabela 10 – Roteiro do teste de Inspeção Visual	128
Tabela 11 – Roteiro do teste de Inspeção Mecânica	129
Tabela 12 – Roteiro do teste de Inspeção de Integração	129
Tabela 13 – Roteiro do teste de Inspeção Elétrica	130
Tabela 14 – Roteiro do Teste Elétrico	130
Tabela 15 – Roteiro do Teste Funcional	131
Tabela 16 – Roteiro do Teste de Módulo	131

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ADC	<i>Analog to Digital Converter</i>
ADCS	<i>Attitude Determination and Control System</i>
BOM	<i>Bill of Materials</i>
CDS	<i>CubeSat Design Specification</i>
CPU	<i>Central Processing Unit</i>
DOD	<i>Depth of Discharge</i>
EPS	<i>Electrical Power Subsystem</i>
GUI	<i>Graphical User Interfaces</i>
ISS	<i>International Space Station</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
MCU	<i>Microcontroller Unit</i>
MPPT	<i>Maximum Power Point Tracking</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NTC	<i>Negative Temperature Coefficient</i>
OBC	<i>On-Board Computer</i>
P&O	<i>Perturb and Observe</i>
PCB	<i>Printed Circuit Board</i>
PPT	<i>Power Point Tracking</i>
RF	<i>Radio Frequency</i>
RBF	<i>Remove Before Flight</i>
SPICE	<i>Simulation Program with Integrated Circuit Emphasis</i>
TRL	<i>Technology Readiness Level</i>
TT&C	<i>Telemetry, Tracking and Command</i>
UL	<i>Underwriters Laboratories</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Ampere
V	Volt
W	Watt
P	Potência
Ω	Ohm
m	Metro
s	Segundo
$^{\circ}C$	Grau Celsius
V_{oc}	Tensão de circuito aberto
I_{sc}	Corrente de curto-circuito
V_{mp}	Tensão de máxima potência
I_{mp}	Corrente de máxima potência
V_{out}	Tensão de saída do SPV1040
I_{out}	Corrente de saída do SPV1040
P_{LEO}	Potência em Órbita Terrestre Baixa
k_v	Coefficiente de temperatura da tensão
k_i	Coefficiente de temperatura da corrente
I	Corrente
I_L	Corrente fotogerada
I_D	Corrente no diodo
I_{SH}	Corrente no resistor <i>shunt</i>
R_{SH}	Resistência <i>shunt</i>
R_S	Resistência em série
I_0	Corrente de saturação reversa
q	Carga elementar

n	Fator de idealidade
K	Constante de Boltzmann
T	Temperatura
ΔV	Passo fixo de tensão
ΔV_{ref}	Passo de referência de tensão
$V_{FV}[n]$	Tensão do sistema fotovoltaico
$I_{FV}[n]$	Corrente do sistema fotovoltaico
$P_{FV}[n]$	Potência do sistema fotovoltaico
V_{OUT}	Tensão de saída do circuito MPPT
I_{OUT}	Corrente de saída do circuito MPPT
P_{OUT}	Potência de saída do circuito MPPT
η	Eficiência

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	21
1.1	Contexto	25
1.2	Justificativa	26
1.3	Objetivos	26
1.3.1	Gerais	26
1.3.2	Específicos	26
1.4	Metodologia	27
1.5	Estrutura do trabalho	27
2	ESTADO DA ARTE	29
2.1	Geração de energia em satélites	29
2.1.1	Perspectiva futura em geração de energia	30
2.2	Armazenamento de energia em satélites	30
2.2.1	Perspectiva futura em armazenamento de energia	32
2.3	Gestão e distribuição de energia em satélites	32
2.3.1	Perspectiva futura em distribuição de energia	33
2.4	Classes de EPS	33
3	ARQUITETURA DO SISTEMA	36
3.1	Sistema de captação de energia	36
3.1.1	<i>Power budget</i>	36
3.1.2	Painéis fotovoltaicos	37
3.1.2.1	Análise das células solares	39
3.1.3	Estratégia MPPT	41
3.1.3.1	Circuito integrado SPV1040	44
3.1.4	Estimativa de produção energética	46
3.1.4.1	Equação da potência gerada	47
3.1.4.2	Simulação da potência gerada	48
3.1.4.3	Relação entre geração e o <i>power budget</i>	51
3.2	Sistema de armazenamento de energia	51
3.2.1	Dimensionamento da bateria	51
3.2.2	Regulador de carga	52
3.2.2.1	Configuração da corrente de carga	53
3.2.2.2	Seleção do indutor	53
3.2.3	Diodo Ideal	54
3.2.4	Medidor de carga	55
3.2.5	Chaves de segurança e implantação	55
3.3	Proteção e distribuição de energia	56
3.3.1	Conversor <i>buck-boost</i>	56

3.3.1.1	<i>buck-boost</i> 5 V	58
3.3.1.2	Simulações do conversor <i>buck-boost</i> 5 V	58
3.3.1.3	<i>buck-boost</i> 3,3 V	61
3.3.1.4	Simulações do conversor <i>buck-boost</i> 3,3 V	61
3.3.2	Monitoramento de energia	63
3.3.3	Chaves de distribuição	64
3.3.3.1	Programação do limite de corrente	65
3.3.4	Distribuição e controle de energia	65
4	PROJETO DAS PCBs	67
4.1	Regras de Design	67
4.2	<i>Hardware</i>	69
4.3	Interfaces	71
4.4	Montagem	73
4.5	Manufatura	75
5	RESULTADOS	77
5.1	Inspeção Visual	77
5.1.1	Objetivos da inspeção	77
5.1.2	Resultados	77
5.1.3	Conclusão da inspeção	77
5.2	Inspeção Mecânica	77
5.2.1	Objetivos da inspeção	77
5.2.2	Resultados	78
5.2.3	Conclusão da inspeção	79
5.3	Inspeção de Integração	79
5.3.1	Objetivos da inspeção	79
5.3.2	Resultados	79
5.3.3	Conclusão da inspeção	80
5.4	Inspeção Elétrica	82
5.4.1	Objetivos da inspeção	82
5.4.2	Resultados	83
5.4.3	Conclusão da inspeção	83
5.5	Teste Elétrico	83
5.5.1	Objetivos do teste	83
5.5.2	Resultados	83
5.5.3	Conclusão do teste	84
5.6	Teste Funcional	85
5.6.1	Objetivos do teste	85
5.6.2	Resultados	86
5.6.3	Conclusão do teste	88

6	CONCLUSÃO	90
6.1	Trabalhos futuros	91
	REFERÊNCIAS	92

APÊNDICES **95**

	APÊNDICE A – DIAGRAMA ELÉTRICO DO EPS	96
	APÊNDICE B – DIAGRAMA ELÉTRICO DA PLACA DA BATERIA	115
	APÊNDICE C – INSTRUÇÕES DE USO DO MÓDULO EPS	124
	APÊNDICE D – CÓDIGO DE SIMULAÇÃO DO PAINEL SOLAR . .	125
	APÊNDICE E – PROCEDIMENTOS DE TESTE	128
E.1	Roteiro do teste de Inspeção Visual	128
E.2	Roteiro do teste de Inspeção Mecânica	128
E.3	Roteiro do teste de Inspeção de Integração	128
E.4	Roteiro do teste de Inspeção Elétrica	128
E.5	Roteiro do Teste Elétrico	129
E.6	Roteiro do Teste Funcional	129
E.7	Roteiro do Teste de Módulo	130

ANEXOS **132**

	ANEXO A – FICHA TÉCNICA DOS PAINÉIS SM-SP-RA-1U	133
	ANEXO B – FICHA TÉCNICA DA CÉLULA LG MJ1	134
	ANEXO C – MAPA DE PINOS PC104	135

1 INTRODUÇÃO

O ser humano é naturalmente impelido a explorar. Na visão de Martins (2021), esse ímpeto pode originar-se da necessidade primordial de sobrevivência, da curiosidade ou do desejo de melhorar sua qualidade de vida. O anseio por oportunidades econômicas, a busca por novos empreendimentos e a aspiração por ser um pioneiro e uma referência também alimentam essa propensão. A exploração e a busca por conhecimento são orientações essenciais para o enriquecimento humano, abrangendo o indivíduo, a sociedade, a nação e até mesmo a espécie como um todo.

Nos últimos séculos, o avanço da ciência transformou completamente o modo de vida na Terra. Embora existisse desde os primórdios da civilização, a ciência não era essencial para propósitos técnicos até o século XVI, quando se tornou indispensável para a navegação. As explorações marítimas desse período só foram viáveis devido ao acúmulo de conhecimento náutico no século XV e ao aprimoramento das tecnologias que impulsionaram a arte da navegação.

Para Martins (2021), é comum associar o desenvolvimento a longo prazo a marcos significativos ou grandes desafios a serem superados. Nas grandes navegações, o oceano representava essa imensa fronteira. Dominar a arte da navegação oceânica era essencial. Atualmente, o oceano desempenha um papel fundamental na economia global, com milhares de navios cargueiros facilitando o transporte de mercadorias entre países e contribuindo para uma economia global robusta. O oceano deixou de ser a fronteira primordial, cedendo lugar a uma nova: o espaço.

A incessante busca por compreender o que existe além dos limites terrenos sempre despertou fascínio e curiosidade humana. A exploração do espaço tem impulsionado o avanço de tecnologias complexas e engenharia, contribuindo não apenas para várias áreas da ciência, mas também exercendo impacto significativo no cotidiano das pessoas.

Desde o lançamento bem-sucedido do primeiro satélite artificial, o Sputnik 1, em 4 de outubro de 1957, pela União Soviética, tem ocorrido um crescimento exponencial no avanço do design de espaçonaves. Conforme abordado por CGEE (2018), os satélites contemporâneos superam em muito os de anos anteriores, integrando várias missões em uma única plataforma espacial. Contudo, tornam-se cada vez mais complexos em aspectos como estrutura, tempo de desenvolvimento e, possivelmente de maneira mais marcante, em termos de custo.

Os altos custos das missões espaciais baseadas em satélites, acentuados, principalmente, pelos custos de seus lançamentos, desencadearam uma corrida por melhorias na confiabilidade desses artefatos. Porém, o aumento da confiabilidade acarreta custos e tempos de desenvolvimento ainda maiores, por exigir que tais sistemas sejam submetidos a rigorosos testes para garantir o seu funcionamento, da melhor forma possível, no ambiente espacial (CGEE, 2018).

Em função disso, o treinamento de recursos humanos para a área espacial, em especial de alunos universitários, apresenta alguns problemas, já que esses altos custos e longos tempos

de desenvolvimento praticamente impedem que uma missão espacial completa seja desenvolvida durante o período típico de uma formação em nível superior nas áreas de Ciências Exatas e Engenharias. Para contornar esse problema, Jordi Puig-Suari, da California Polytechnic State University (Cal Poly), e Bob Twiggs, da Stanford University, propuseram, em 1999, um modelo de satélite de pequeno porte que segue um padrão mais simples (TWIGGS, 2008). O intuito dessa ideia era fornecer aos alunos a oportunidade de participar de um projeto espacial completo, incluindo a construção, os testes e a operação de um artefato com características similares aos primeiros satélites lançados. Dessa iniciativa, surgiram os *CubeSats* (CGEE, 2018).

O *CubeSat* é um modelo de nanossatélite padronizado em formato de cubo, cujas arestas medem 10 centímetros e que obedece ao padrão *CubeSat*, o qual é descrito pela especificação de domínio público ‘*The CubeSat Program*’, da Cal Poly. Uma unidade *CubeSat* (1U) é apresentada na Figura 1, ele tem um volume de um litro e sua carga útil pode ter massa de cerca de 1,3 kg.

Figura 1 – Forma padrão de um *CubeSat* 1U

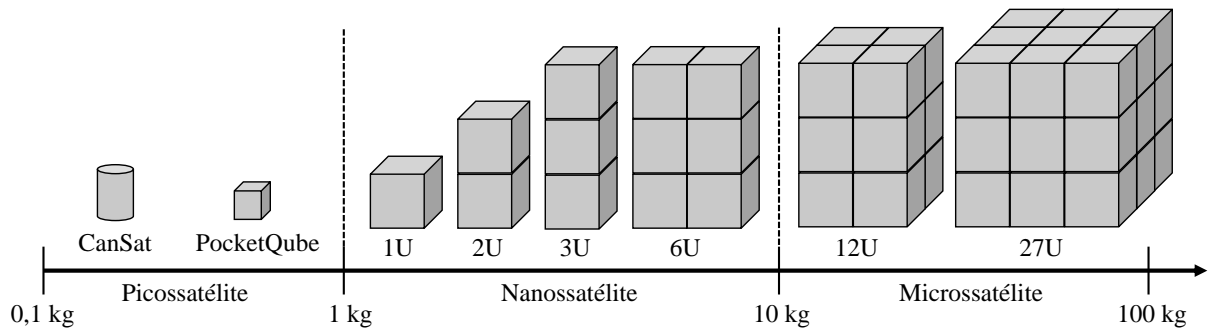


Fonte: Adaptado de Jensdalsgaard, (2012). Disponível em:
<<https://commons.wikimedia.org/wiki/File:AAUSAT3-FM.jpg>>

O conceito dos *CubeSats* desafia a espiral crescente de custos na área espacial ao adotar uma filosofia de aceitação de alguns riscos, com o uso intensivo de componentes comerciais comuns (ou COTS, do inglês *commercial off-the-shelf*), ou seja, sem qualificação para uso no espaço, e ao otimizar testes. Apesar do tamanho reduzido, as demandas por aplicações espaciais, como sensoriamento remoto da Terra, telecomunicações, ciência em geral e defesa, podem, na atualidade, ser atendidas por *CubeSats* (CGEE, 2018).

O padrão *CubeSat* define o formato, posicionamento de interfaces com o veículo lançador, especificações elétricas, mecânicas, requisitos mínimos em testes de resistência (MARTINS, 2021) e boas práticas. Seguindo esse padrão, tem-se certa segurança que o *CubeSat* resistirá ao lançamento e será corretamente ejetado, além de operar corretamente depois da ejeção (CDS, 2022). Outro ponto relacionado à padronização é que, além dos *CubeSats* de uma unidade, a norma também permite a combinação de unidades para formar satélites maiores, como ilustrado na Figura 2.

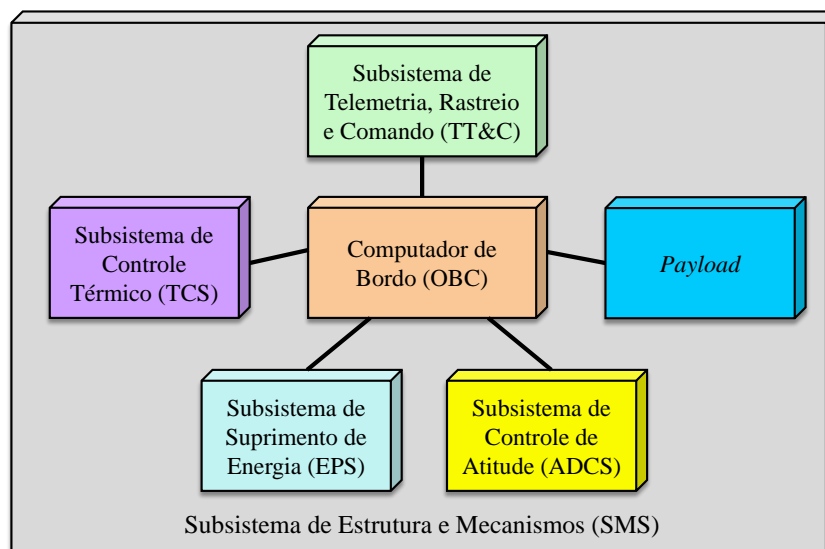
Figura 2 – Tipos de *CubeSat* e suas classes de acordo com a massa



Fonte: Elaborado pelo autor

A parte interna do *CubeSat* não é especificada pela norma, ou seja, os desenvolvedores podem escolher que subsistemas estarão presentes e a forma que eles estarão dispostos no espaço disponível. É comum, no entanto, que a arquitetura de um *CubeSat* seja dividida em subsistemas conforme ilustrado na Figura 3.

Figura 3 – Arquitetura básica de um *CubeSat*



Fonte: Elaborado pelo autor

O Sistema Mecânico e Estrutural (SMS, do inglês *Structure and Mechanism Subsystem*) envolve o desenvolvimento da parte mecânica do satélite, considerando o padrão e a disposição dos outros subsistemas.

O Sistema de Determinação e Controle de Atitude (ADCS, do inglês *Attitude Determination and Control System*) é responsável pela orientação do satélite, geralmente utilizando atuadores magnéticos para alinhar a posição do satélite de acordo com uma referência desejada.

O Subsistema de Controle Térmico (TCS, do inglês *Thermal Control Subsystem*) assegura que todos os componentes da espaçonave, os quais têm uma faixa de temperaturas permitidas, sejam mantidos dentro desses limites para atender aos requisitos operacionais e de sobrevivência

durante todas as fases da missão. As temperaturas são reguladas por meio de tecnologias e métodos de gestão térmica, tanto passivos quanto ativos (YOST et al., 2021).

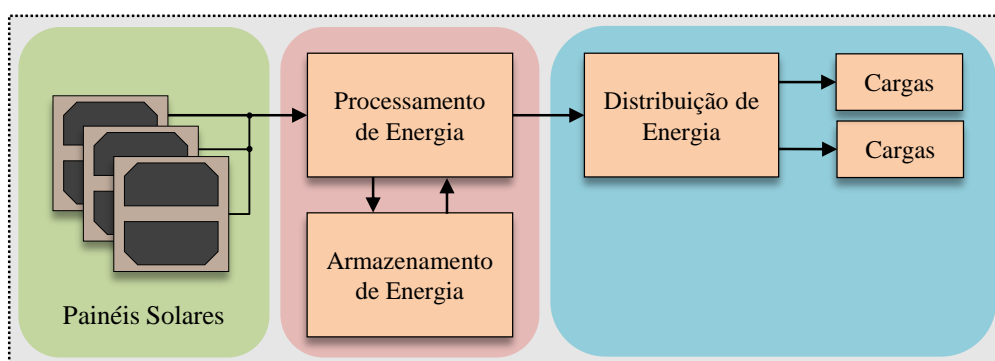
A carga útil (do inglês, *Payload*) consiste nos componentes eletrônicos que visam cumprir os objetivos da missão. Por exemplo, em uma missão de observação, o *payload* será uma câmera; para uma missão de comunicação, o *payload* será um ou vários rádios, e assim por diante (FONSECA, 2020).

O Computador de Bordo (OBC, do inglês *On-Board Computer*) age como o cérebro do satélite. A função do OBC é fazer todo o controle e codificação dos sensores presentes no *CubeSat*, adquirir os dados de telemetria dos diversos subsistemas de telecomunicação, captar as mensagens de telecomando, decodifica-las e gerar comando para os outros subsistemas, gerenciar a comunicação com o *payload*, implementar o controle térmico caso haja, detectar, isolar e recuperar falhas (SATURNO, 1996).

O Subsistema de Telemetria, Rastreamento e Comando (TT&C, do inglês *Telemetry, Tracking, and Command*) é responsável pelo tráfego de sinais que carregam dados na comunicação do satélite com o segmento terrestre.

O Subsistema de Potência Elétrica (EPS, do inglês *Electrical Power Subsystem*) é responsável por gerar energia elétrica a partir de painéis solares, armazenar essa energia em uma bateria e distribuí-la de forma regulada para todos os subsistemas do nanossatélite, incluindo as cargas úteis. Como sugerido por Wertz et al. (1999), em geral, o EPS pode ser dividido em quatro partes: fonte de energia, armazenamento de energia, distribuição de energia e controle de energia. Um modelo simplificado da arquitetura elétrica de um *CubeSat* é apresentado na Figura 4.

Figura 4 – Diagrama de blocos básico do EPS



Fonte: Elaborado pelo autor

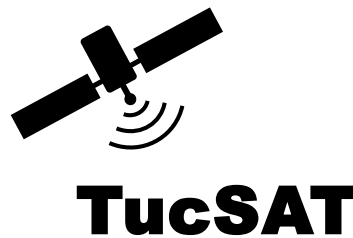
Este trabalho consiste no projeto e implementação, em placas de circuito impresso, de um sistema de fornecimento de potência elétrica para um *CubeSat*, que é uma das partes mais críticas de um satélite, responsável por alimentar todos os outros subsistemas. O escopo deste trabalho inclui o emprego de conversores DC-DC, protetor e regulador de bateria, sistema de telemetria, sistema de distribuição e controle, bem como a indicação da bateria e painéis solares.

1.1 Contexto

Em abril de 2021, foi divulgada a 1ª Olimpíada Brasileira de Satélites (OBSAT), promovida pelo Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovações (MCTI). A OBSAT tem como objetivo promover experiências teóricas e práticas em projetos de satélites de pequeno porte para estudantes e professores de instituições de ensino fundamental, médio, técnico profissionalizante e universitários.

Em virtude dessa oportunidade, o autor deste trabalho propôs a criação da equipe TucSAT (logotipo apresentada na Figura 5), para participação na 1ª OBSAT MCTI. Na Fase 1 da olimpíada, a equipe formada por cinco alunos do curso de Engenharia Elétrica da Universidade Federal do Pará, Campus de Tucuruí, submeteu um trabalho escrito que tinha como objetivo monitorar o bioma amazônico através de um *CubeSat* 1U. Devido a boa argumentação e planejamento apresentado no documento da Fase 1, a equipe TucSAT foi classificada para a Fase 2, e por conta disso, recebeu um kit de *CubeSat* educacional para por em prática o projeto submetido na Fase 1. Na Fase 2, a equipe destacou-se ainda mais com a implementação e programação do satélite, motivo pelo qual foi eleita uma das 10 melhores equipes desta fase.

Figura 5 – Logotipo da equipe TucSAT



Fonte: Elaborado pelo autor

A importante classificação alcançada na Fase 2 pela equipe TucSat lhe rendeu um convite para integrar a missão ST-OBSAT-01. Esta é a primeira missão espacial da OBSAT MCTI, desenvolvida pelas equipes universitárias que se destacaram ao longo da primeira edição. A missão ST-OBSAT-01 consiste no lançamento orbital de um nanossatélite 100% brasileiro, categoria *CubeSat* 1U, e será composta de três missões tecnológicas e duas missões científicas.

As missões tecnológicas incluem: (1) testar, em voo, um computador de bordo robusto (ROBC), *open source*, desenvolvido no Brasil pela Universidade Federal do Ceará; (2) testar, em voo, a aplicação de protocolos de comunicação via *blockchain* para comunicação entre satélite e estações de base; (3) testar, em voo, a eletrônica embarcada para repetição de sinal e comunicação por protocolo LoRa, desenvolvido no Brasil pelo Instituto Mauá de Tecnologia (OBSAT, 2023).

Por outro lado, as missões científicas incluem: (1) realizar o mapeamento e monitoramento do campo magnético terrestre, na região de ocorrência da Anomalia Magnética do Atlântico Sul (AMAS); (2) Atuar na conservação e monitoramento em tempo real de onças

pintadas em seus habitats naturais, através da instalação de colares de comunicação via satélite (OBSAT, 2023).

No projeto ST-OBSAT-01, a equipe TucSAT ficou encarregada de desenvolver o subsistema de fornecimento de potência para o satélite. No entanto, nos primeiros meses do projeto, os demais membros deixaram a equipe por diversos motivos, restando apenas o autor responsável pelo desenvolvimento efetivo do subsistema.

1.2 Justificativa

A necessidade de empreender este projeto está profundamente enraizada nas complexas particularidades que a topologia de alto nível do satélite apresenta. Trata-se de um desafio que envolve a criação de um sistema capaz de se adequar a essas especificidades de forma eficiente.

Além disso, um dos aspectos cruciais é a busca por uma solução de baixo custo. Isso se torna fundamental devido à importância da otimização dos recursos financeiros, uma vez que o desenvolvimento de satélites e sistemas espaciais é geralmente associado a custos significativos. Portanto, o projeto visa encontrar um equilíbrio entre a complexidade das demandas do sistema e a restrição financeira, proporcionando uma solução viável que atenda às necessidades específicas da missão.

1.3 Objetivos

1.3.1 Gerais

O objetivo geral deste trabalho é projetar, implementar e testar a primeira versão de um EPS de baixo custo, visando alcançar uma fonte de energia estável e eficiente que atenda aos requisitos do nanossatélite ST-OBSAT-01.

O EPS deve estar de acordo com os padrões de segurança elétrica sugeridos pelo CubeSat Design Specification (CDS) REV 14.1, da Cal Poly.

1.3.2 Específicos

Os objetivos específicos deste trabalho são:

- A) Coletar a estimativa de consumo dos subsistemas a serem embarcados no *CubeSat*;
- B) Sugerir um modelo de painel solar de menor custo e implementar um sistema que maximiza a eficiência dos painéis solares;
- C) Dimensionar uma bateria para alimentar o *CubeSat* nos períodos de eclipse;
- D) Projetar e implementar um sistema de gerenciamento, proteção e monitoramento de carga da bateria;

- E) Realizar simulações e análises do funcionamento dos circuitos integrados que possuem modelos SPICE disponíveis;
- F) Implementar interfaces de conexão do pino *Remove Before Flight* (RBF) e das duas chaves de implantação ou "*kill switches*", conforme indicado no CDS;
- G) Fornecer os níveis de tensão regulados em 5 V e 3,3 V nas saídas do barramento PC104;
- H) Implementar proteção contra sobrecorrente nas linhas reguladas de tensão;
- I) Implementar um sistema de monitoramento e gerenciamento de energia capaz de receber e enviar informações ao OBC via protocolo de comunicação USART;
- J) Projetar e construir o *hardware* completo do EPS;
- K) Elaborar a documentação de todo o trabalho, abrangendo esquemas elétricos, etapas de fabricação, especificações de materiais e resultados de testes.

1.4 Metodologia

O desenvolvimento deste projeto segue as etapas fundamentais da metodologia de engenharia. Essa abordagem não apenas descreve a maneira como o problema é enfrentado, mas também delinea todos os passos necessários para sua resolução e documentação.

Na Figura 6, são apresentadas as etapas da metodologia adotada neste trabalho. Inicialmente, foram realizadas várias reuniões com os desenvolvedores de outros subsistemas, nas quais foi possível determinar alguns requisitos básicos relativos aos perfis das cargas atendidas pelo EPS, como nível de tensão e potência consumida. Além disso, foram definidas as dimensões do EPS, o protocolo de comunicação necessário e a verificação dos requisitos de segurança eletrônica, conforme o CDS.

Em seguida, realizou-se a revisão bibliográfica para, posteriormente, definir a topologia elétrica para o EPS. A partir desse ponto, os blocos dessa topologia foram dimensionados. Isso permitiu realizar o design das Placas de Circuito Impresso (PCB, do inglês *Printed Circuit Board*) e, posteriormente, efetuar o refinamento do design.

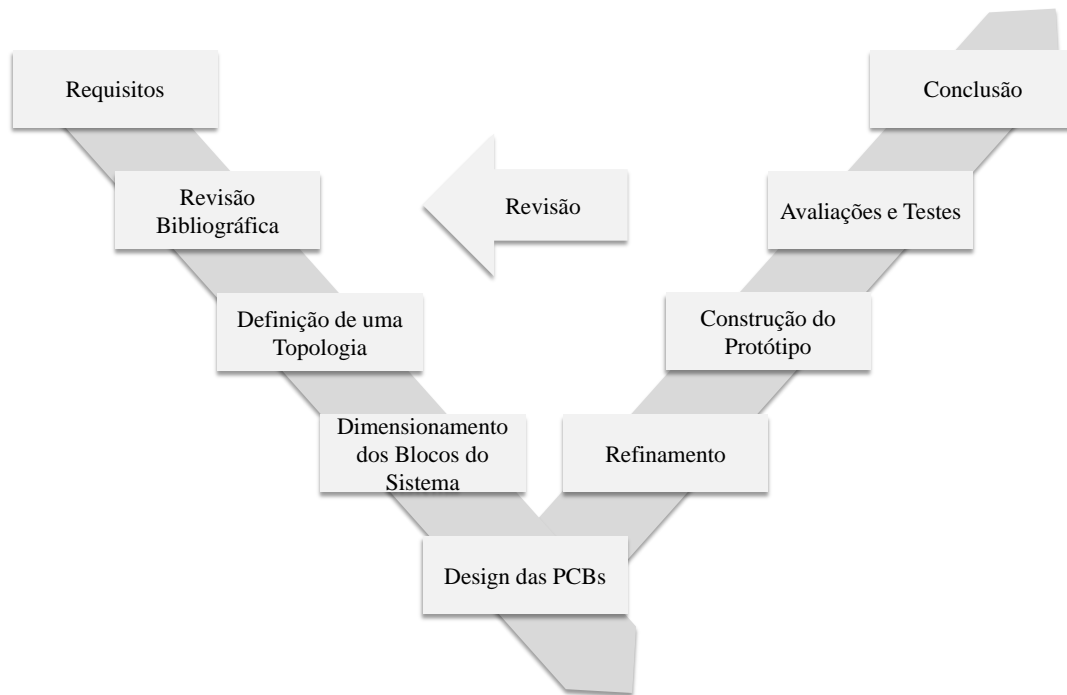
As três últimas etapas envolveram a construção do protótipo, as avaliações, os testes do módulo EPS e, finalmente, a conclusão. É importante ressaltar que esse processo não transcorreu de maneira linear, mas sim por meio de constantes revisões das etapas anteriores da metodologia.

1.5 Estrutura do trabalho

Esta monografia está organizada em 6 Capítulos.

No Capítulo 1 é introduzido o tema sobre nanossatélites da categoria *CubeSat*, abordando o contexto, a justificativa, os objetivos e a metodologia do trabalho.

Figura 6 – Etapas de desenvolvimento



Fonte: Elaborado pelo autor

O Capítulo 2 apresenta o estado da arte, destacando o que há de mais atual no sistema de potência elétrica de pequenos satélites.

No Capítulo 3 é definida uma topologia para o EPS, bem como o dimensionamento e análise dos circuitos de captação, armazenamento, distribuição e controle de energia.

No Capítulo 4 é discutido o processo de design, interfaces, montagem e manufatura das PCBs.

O Capítulo 5 exhibe os resultados dos testes práticos do EPS construído.

No Capítulo 6 são apresentadas as conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

Por fim, são listadas as referências bibliográficas, os Apêndices contendo o diagrama elétrico completo do EPS, instruções de uso, algoritmos de simulação, procedimentos de teste, além dos Anexos que contêm fichas técnicas e o mapeamento de saída do barramento PC104.

2 ESTADO DA ARTE

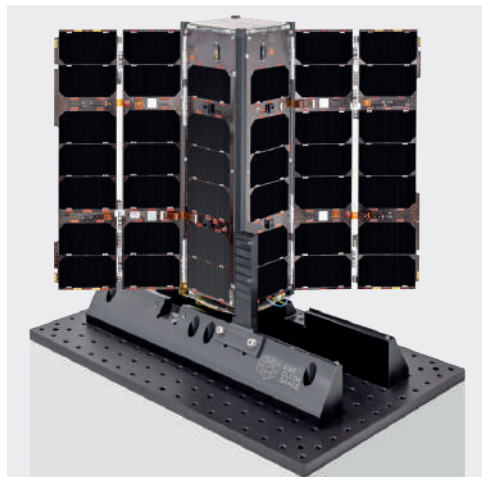
As informações abordadas neste capítulo não têm a pretensão de serem exaustivas, mas têm como objetivo oferecer uma visão geral das tecnologias de última geração e o *status* de desenvolvimento do subsistema de energia de pequenos satélites.

2.1 Geração de energia em satélites

A geração de energia em pequenos satélites é uma necessidade geralmente governada por uma arquitetura de energia solar comum (YOST et al., 2021).

Matrizes solares têm uma parcela predominante na geração de eletricidade para a indústria espacial (SELIVANOV; VASILIEV; YAKOVENKO, 2021). De acordo com Yost et al. (2021), até 2021, cerca de 85% dos nanossatélites usavam painéis solares e baterias recarregáveis. No entanto, existem limitações, como eficiência reduzida em missões no espaço profundo¹, falta de geração durante eclipses, degradação ao longo da vida útil da missão devido ao envelhecimento e à radiação, e questões relacionadas às dimensões e custo. Para aumentar a capacidade de geração, painéis solares desdobráveis, como os ilustrados pela Figura 7, têm sido utilizados, o que acaba afetando a confiabilidade e aumentando os riscos da missão.

Figura 7 – Modelo de *CubeSat* com painéis solares desdobráveis



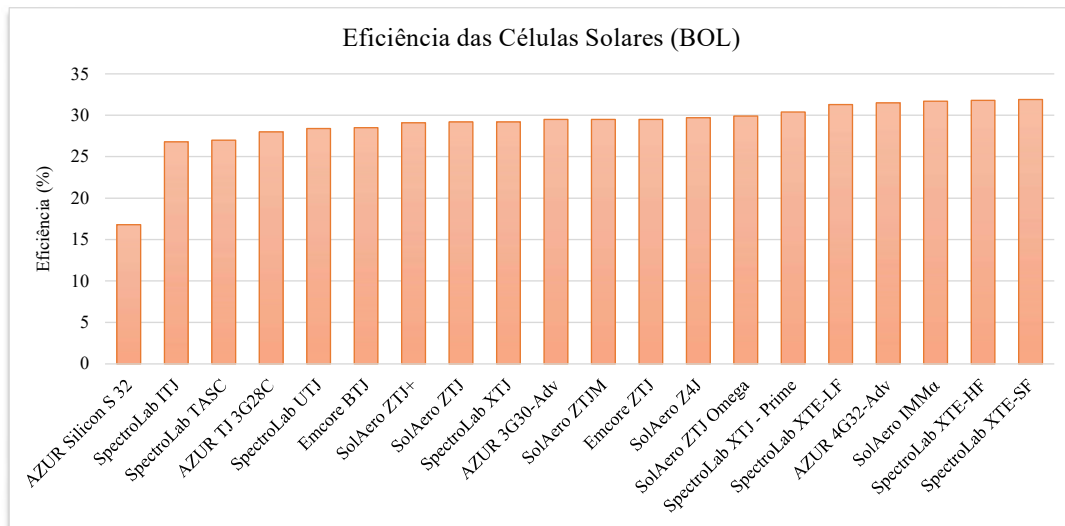
Fonte: (AAC CLYDE SPACE, 2020)

Embora as células de junção única tenham um baixo custo de fabricação, sua eficiência é tipicamente reduzida, geralmente abaixo de 20%. Os projetistas de espaçonaves modernas preferem células solares de múltiplas junções feitas de várias camadas de materiais que absorvem a luz de forma eficiente e convertem regiões de comprimento de onda específicas do espectro solar em energia, utilizando, assim, um espectro mais amplo de radiação solar (NOVOBILSKI, Air Force Research Laboratory. 2018). Na indústria aeroespacial, células de tripla junção são comumente usadas devido à sua alta relação eficiência-custo em comparação com outras células (YOST et al.,

¹ Algo mais distante da Terra do que a nossa lua e pode se referir a coisas além do nosso sistema solar.

2021). A Figura 8 representa as tecnologias disponíveis, dispostas de acordo com sua eficiência energética no Início da Vida Útil (BOL, do inglês *Beginning-of-Life*). Geralmente, os *CubeSats* incorporam algumas das células de maior desempenho, as quais apresentam eficiências na faixa de 29% a 32%.

Figura 8 – Eficiência das células solares



Fonte: Adaptado de (YOST et al., 2021)

2.1.1 Perspectiva futura em geração de energia

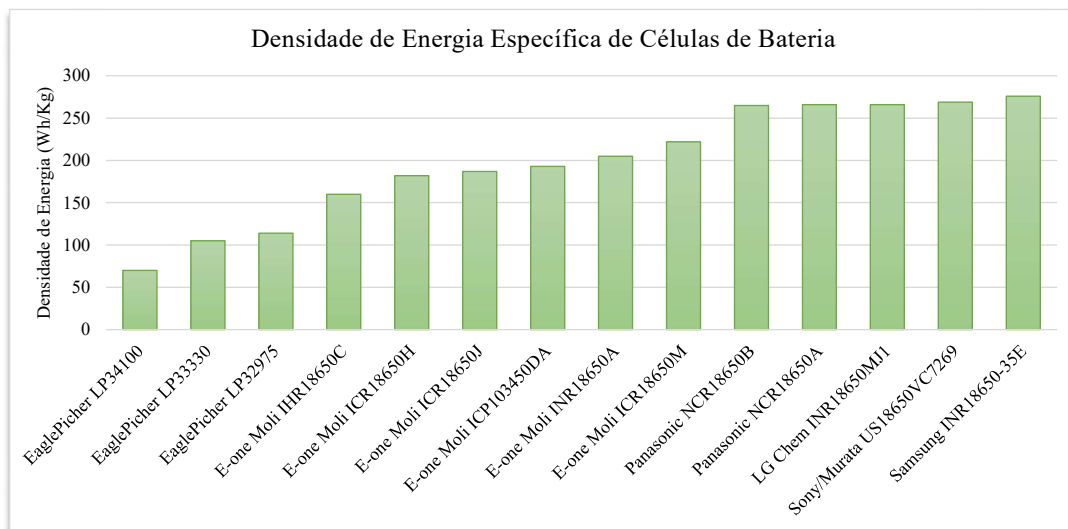
Novas tecnologias continuam a ser desenvolvidas para geração de energia qualificada para o espaço. Tecnologias promissoras aplicáveis a pequenas espaçonaves incluem células solares avançadas de múltiplas junções, células solares flexíveis e orgânicas, células de combustível de hidrogênio e uma variedade de fontes de energia termo-nucleares e baterias atômicas (YOST et al., 2021).

2.2 Armazenamento de energia em satélites

A geração de energia solar nem sempre está disponível para operações espaciais; a órbita, a duração da missão, a distância do Sol ou a necessidade de potência máxima do instrumento podem exigir energia armazenada a bordo. Baterias primárias e secundárias são usadas para o armazenamento de energia e classificadas de acordo com suas diferentes eletroquímicas. Como as baterias do tipo primário não são recarregáveis, elas são usadas apenas para missões de curta duração (cerca de 1 dia a até 1 semana). As baterias de prata-zinco são tipicamente usadas, pois são mais fáceis de manusear e descarregar a taxas mais elevadas. No entanto, também existem diversas baterias primárias à base de lítio que possuem uma densidade de energia mais alta, incluindo: lítio enxofre-dióxido (Li-SO₂), lítio carbono monofluoreto (Li-CF_x) e lítio tionil cloreto (Li-SOCl₂) (NELSON, 1999).

Baterias do tipo secundário incluem níquel-cádmio (NiCd), níquel-hidrogênio (Ni-H₂), íon-lítio (Li-ion) e polímero de lítio (LiPo), que foram amplamente utilizados no passado em pequenas espaçonaves. As baterias secundárias à base de lítio são comumente usadas em dispositivos eletrônicos portáteis devido à sua capacidade de recarga, baixo peso e alta capacidade energética, e tornaram-se onipresentes em missões espaciais (NELSON, 1999). Uma comparação entre as densidades de energia de baterias já utilizadas em missões espaciais pode ser vista na Figura 9.

Figura 9 – Eficiência das células solares



Fonte: Adaptado de (YOST et al., 2021)

A química e o design das células afetam as densidades de energia volumétrica e específica. Esse limite representa a quantidade total de energia disponível por unidade de volume ou peso, respectivamente. As atuais células de energia de Li-ion de ponta apresentam cerca de 270 Wh/kg. As baterias de Li-ion exibem densidades de energia mais baixas devido à inclusão de um Sistema de Gerenciamento de Bateria (BMS, do inglês *Battery Management System*), interconexões e, às vezes, regulação térmica (YOST et al., 2021). Ainda assim, os sistemas de armazenamento de energia de última geração utilizam células Li-ion.

No cenário atual, as células cilíndricas 18650 (18 x 65 mm) se tornaram um padrão da indústria para células de bateria de Li-ion. Muitos fabricantes produzem células 18650 de alto desempenho, algumas das quais já foram usadas em várias espaçonaves. O Quadro 1 apresenta alguns desses modelos.

As células cilíndricas 18650 surgiram como os componentes mais amplamente utilizados na construção de muitos *SmallSats*² atualmente. No entanto, além dessas, as células cilíndricas 21700 (21 x 70 mm), 4680 (46 x 80 mm) e modelos prismáticos de diferentes dimensões já foram utilizados ou apresentam condições para aplicação espacial.

² Satélites artificiais com dimensões e massa reduzidos, tendo geralmente massa menor que 500 kg.

Quadro 1 – Algumas das células Li-ion 18650 de alta performance

Célula	Energia Específica Wh/kg	Histórico de Voo
LG ICR18650 B3 (2600 mAh)	191	Sonda espacial PhoneSat
Panasonic NCR18650B (3350 mAh)	243	N/A
Molicel ICR18650H (2200 mAh)	182	Demonstração de redes de minissatélites Edison
Canon BP-930s (3000 mAh)	112	Missões TechEdSat
Panasonic NCR18650GA (3450 mAh)	258	N/A
LG MJ1 (3500 mAh)	260	N/A

Fonte: Adaptado de (YOST et al., 2021)

2.2.1 Perspectiva futura em armazenamento de energia

Na área de armazenamento de energia, existem vários esforços em andamento para melhorar a capacidade de armazenamento e as densidades relativas de energia e potência (ARAVINDAN et al., 2014). Por exemplo, o Instituto de Tecnologia de Rochester e o Centro de Pesquisa Glenn da NASA (GRC) desenvolveram um sistema de energia nano-habilitado em uma plataforma *CubeSat*. O sistema de energia integra nanotubos de carbono em baterias de Li-ion, o que aumentou significativamente a densidade de energia disponível (RAFFAELLE; HUNTER; BAKER, 2021).

Um projeto colaborativo entre a Universidade de Miami e o Centro Espacial Kennedy da NASA (KSC) tem como objetivo desenvolver um sistema de bateria estrutural multifuncional que utiliza um material de fibra de carbono eletrolítico que atua tanto como uma estrutura de suporte quanto como um sistema de bateria. Este sistema de bateria inovador estenderá a vida da missão, dará suporte a cargas úteis maiores e reduzirá significativamente a massa (KARKKAINEN; HUNTER; BAKER, 2017).

Além das baterias, os supercapacitores, também conhecidos como ultracapacitores, têm uma densidade de energia relativamente baixa (até 7 Wh/kg), porém oferecem uma densidade de potência muito alta (até 100 kW/kg). Essa característica pode ser valiosa em aplicações espaciais que demandam transientes de potência. Sua capacidade de carga e descarga rápida, juntamente com a capacidade de suportar milhões de ciclos de carga/descarga e uma ampla faixa de temperaturas operacionais (-40°C a +70°C), os torna candidatos ideais para diversas aplicações no espaço (YOST et al., 2021).

2.3 Gestão e distribuição de energia em satélites

Os sistemas de gerenciamento e distribuição de energia (PMAD, do inglês *Power Management and Distribution*) controlam o fluxo de energia para as cargas e instrumentos das espaçonaves e são frequentemente projetados sob medida por engenheiros de missão para atender às necessidades específicas de energia. No entanto, vários fabricantes começaram a fornecer uma variedade de dispositivos PMAD para serem incluídos em missões de pequenas espaçonaves. O

PMAD não apenas fornece energia proveniente de fontes de energia, mas também a condiciona, mitigando distúrbios transitórios prejudiciais e condições de falha para que não se propaguem e prejudiquem as cargas conectadas.

Vários fabricantes fornecem o PMAD, que normalmente possuem uma tensão de barramento de bateria principal de 8,2 V, mas podem distribuir 5,0 V e 3,3 V regulados para vários subsistemas. À medida que a comunidade estabelece tensões de barramento padrão, a padronização do PMAD aumenta. Alguns fabricantes bem conhecidos que se concentram no mercado de pequenas espaçonaves incluem Pumpkin, GomSpace, Stras Space e AAC Clyde Space (YOST et al., 2021). O Quadro 2 lista alguns fabricantes e modelos de PMAD.

Quadro 2 – Sistemas PMAD comerciais

Empresa	Produto	Máx. Potência de Saída (W)	Tensão de Entrada VDC	Tensão de Saída VDC	Eficiência	TRL
Pumpkin	EPSM 1	160	8 - 55	3,3 - 50	98,5	9
AAC Clyde Space	Starbuck Micro	120	28	28 / 5	97	9
	Starbuck Mini	1200	*	22 - 34 / 5 / 8 / 12 / 15	*	9
	Starbuck Nano	*	*	3,3 / 5 / 12	*	9
GomSpace	P31U	30	0 - 8	3,3 / 5	96	9
ISISPACE	iEPS Type C	13	12,8 - 16	3,3 / 5 / Desregulado	95	9
DHV	EPS Module	56	4,5 - 28	3,3 / 5 / 12 / Bateria	93	9
X-ES	XPM-2020	300	22 - 29	3,3 / 5 / 12 / -12	90	N/A
EnduroSat	EPS I	10 - 20	0 - 33	3,3 / 5 / Bateria	86	9
	EPS I Plus	30	0 - 5,5	3,3 / 5 / Bateria	*	9
	EPS II	250	10 - 36	3,3 / 5 / 6 - 12 Bateria	*	9
Ecarver GmbH	PCU - SB7	250	0 - 23,1	5	85	N/A
Berlin Space	PCU-110	*	20 - 25	3,3 / 5 / 12 / 24 / 1,8 - 28	*	9
Ibeos	150 W CubeSat EPS	150	18 - 42	3,3 / 5 / 12 / Bateria não regulada	95	N/A
NanoAvionics	CubeSat EPS	175	2,6 - 18	3,3 / 5 / 3 - 18	96	N/A

Fonte: Adaptado de (YOST et al., 2021)

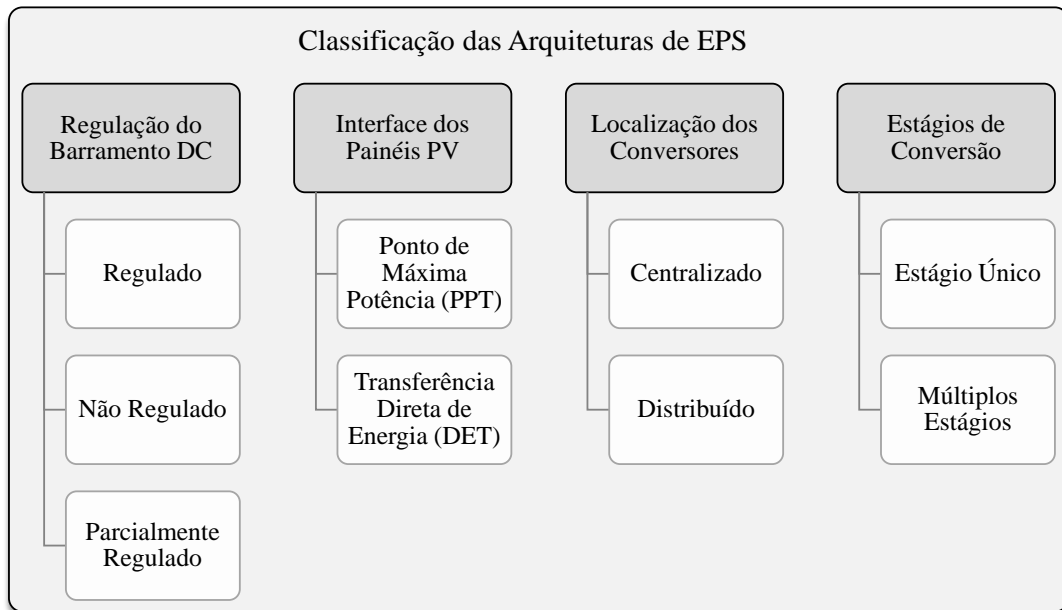
2.3.1 Perspectiva futura em distribuição de energia

O gerenciamento e distribuição de energia têm melhorado constantemente a cada ano devido às mudanças na tecnologia. Para o futuro, a transmissão de energia sem fio e as arquiteturas modulares escaláveis poderão ser utilizadas em diversos tipos de missões com alguns ajustes, sem a necessidade de reprojeter o EPS do zero (YOST et al., 2021).

2.4 Classes de EPS

Atualmente, as arquiteturas de EPS são definidas com base nos seguintes aspectos: regulação de tensão do barramento DC, interface dos painéis fotovoltaicos, localização dos conversores de energia e número de estágios de conversão. Esta classificação é ilustrada da Figura 10.

Figura 10 – Classificação das arquiteturas de EPS



Fonte: Elaborado pelo autor

A seguir, cada categoria é brevemente explicada:

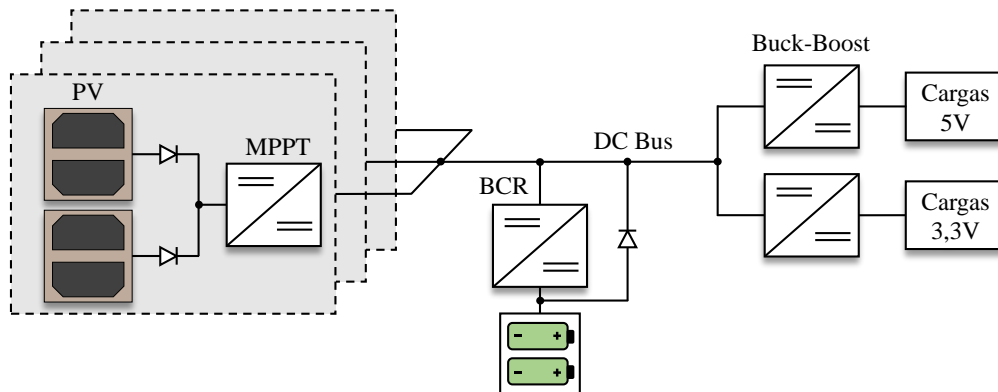
- A) **Regulação do barramento DC:** o barramento DC (*DC bus*) atua como um estágio intermediário entre os painéis fotovoltaicos, o sistema de armazenamento de energia e as cargas. O EPS com barramento DC não regulado possui os terminais da bateria conectados diretamente a ele e é o mais comum. No caso do EPS com barramento DC regulado, é usado um conversor DC-DC dedicado para regular a tensão do barramento próximo ao valor de referência. Na arquitetura do EPS com barramento DC parcialmente regulado, a tensão do barramento DC é regulada para o valor de referência apenas durante o período iluminado pelo sol, e durante o período de eclipse, a bateria se conecta ao barramento DC via diodo *bypass* (EDPUGANTI et al., 2021).
- B) **Interface dos painéis:** os painéis fotovoltaicos são a principal fonte de energia para os *CubeSats* e, com base em sua interface, as arquiteturas do EPS são categorizadas em transferência direta de energia (DET) e ponto de máxima potência (PPT) (HUYNH; CHO, 1999). Nas topologias baseadas em DET, a energia é transferida diretamente através dos diodos que conectam o painel ao barramento de corrente contínua. Por outro lado, as topologias baseadas em PPT têm um conversor DC-DC conectado em série entre o painel e o barramento. Essa unidade define o ponto de operação do painel fotovoltaico de forma a igualar a carga à resistência característica do painel, a fim de extrair a potência máxima. As topologias de PPT incluem rastreamento de ponto de potência fixa (FPPT) e rastreamento do ponto de máxima potência (MPPT). Em sua maioria, as topologias de MPPT são preferidas para *CubeSats* para maximizar a captação de energia (HUSSEIN; MASSOUD; KHATTAB, 2022).

- C) **Localização dos conversores:** com base na localização dos conversores de energia, as arquiteturas do EPS são categorizadas como arquiteturas centralizadas e arquiteturas distribuídas. Na arquitetura centralizada, todos os conversores de energia juntamente com os controladores são colocados em uma única PCB, que se conecta aos módulos fotovoltaicos, sistema de armazenamento, cargas úteis e subsistemas por meio de trilhas de tensão específicas. Já a arquitetura distribuída utiliza várias PCBs em todo o projeto e é comumente usada em satélites maiores, mas não se tornou popular em *CubeSats* devido ao maior número de conversores de energia dedicados (EDPUGANTI et al., 2021).
- D) **Estágios de conversão:** dependendo do número de estágios de conversão de energia, as arquiteturas do EPS são classificadas como de estágio único e de múltiplos estágios. A arquitetura de estágio único utiliza uma única etapa de conversão, como conversores de múltiplas entradas e múltiplas saídas (MIMO) para realizar o MPPT, regulação de carga/descarga da bateria, etc. Ela possui menor número de componentes, conversão mais eficiente e um tamanho menor. No entanto, apresenta maior complexidade de controle devido ao acoplamento entre diferentes variáveis do sistema e um desempenho inferior sob amplas condições de operação (EDPUGANTI et al., 2021). Por outro lado, a arquitetura de múltiplos estágios é a mais comum, usando vários estágios de conversão de energia com funções dedicadas. Por exemplo, conversores do lado dos painéis fotovoltaicos realizam o MPPT e conversores do lado das cargas regulam as tensões de saída. Isso resulta em menor complexidade de controle e melhor desempenho sob várias condições, mas envolve mais componentes e eficiência do sistema mais baixa devido aos múltiplos estágios de conversão.

3 ARQUITETURA DO SISTEMA

Tendo em vista a maior eficiência da estratégia PPT, uma decisão inicial de projeto, influenciada principalmente pelas características do conversor MPPT, o qual será abordado no Item 3.1.3.1, foi a escolha de uma topologia centralizada, de múltiplos estágios e parcialmente regulada. A Figura 11 ilustra essa topologia.

Figura 11 – Topologia parcialmente regulada



Fonte: Elaborado pelo autor

Nessa arquitetura, o regulador de tensão, que neste caso é o conversor MPPT, mantém a tensão do barramento DC próxima ao valor de referência – e a bateria é recarregada através do Regulador de Carga da Bateria (BCR, do inglês *Battery Charger Regulator*) ou descarregada dependendo se a demanda de carga for menor ou maior do que a geração de energia, respectivamente. Quando a bateria está totalmente carregada, o conversor MPPT mantém a tensão do barramento DC no valor de referência, de modo que os painéis fotovoltaicos supram a demanda da carga e as perdas de conversão.

Durante o período de eclipse, o regulador de tensão é desativado e o diodo é automaticamente polarizado diretamente, permitindo que a bateria forneça energia às cargas. De acordo com Edpuganti et al. (2021), um ponto negativo dessa topologia é que a falha de um dispositivo semicondutor leva à desconexão das cargas dos painéis fotovoltaicos e/ou da bateria, resultando assim na perda da missão.

A seguir, neste Capítulo, são dimensionados todos os blocos e componentes que constituem a topologia adotada.

3.1 Sistema de captação de energia

3.1.1 Power budget

Conforme indicado por Hemmo (2013), o processo inicial na estimativa da demanda de potência de um satélite consiste em montar um *power budget* operacional, levando em consideração a potência de cada carga. Com base nos dados de tensão e corrente fornecidos pelos

desenvolvedores dos demais sistemas, foi possível montar a Tabela 1. Além dessas informações, foram arbitrados dois modos de operação e seus ciclos de trabalho (*duty cycle*) durante uma órbita, que dura cerca de 95 minutos para *CubeSats* na Órbita Terrestre Baixa (LEO, do inglês *Low Earth Orbit*).

O consumo médio total de potência para os dois modos de operação é dado pela soma da potência das cargas individuais multiplicada pelo seu respectivo ciclo de trabalho naquele modo de operação. O resultado total é acrescido de uma margem de segurança de 20%. Os modos de operação são importantes para que o gerenciamento de energia seja feito de forma eficiente e seguro.

No modo de segurança, apenas os subsistemas essenciais permanecem em operação, chegando a 2154 mW de consumo total. Este modo é primordial para garantir que o consumo seja o menor possível e, conseqüentemente, a energia excedente gerada pelos painéis solares seja direcionada ao carregamento da bateria. Nesse modo, é necessário aquecer a bateria por 1/3 do tempo total, correspondente ao período de eclipse, a fim de manter sua temperatura em patamares aceitáveis de operação.

No modo de operação normal, as *payloads* e o sistema de controle de atitude permanecem ligados por um período de 10% e 30% do tempo de orbita, respectivamente. Nesse cenário, o satélite experimentará seu pico de consumo energético, chegando a 2833 mW.

Tabela 1 – Estimativa de *power budget*

Subsistema	Corrente Nominal (mA)			Potência (mW)	Modos de Operação <i>Duty Cycle</i> (%)	
	5V	3V3	Vbus		Segurança	Normal
OBC	-	330	-	1090	100	100
TT&C	620	-	-	3100	10	30
ADCS	0,117	0,035	-	0,7	0	100
EPS	-	40	-	132	100	100
<i>Payload</i> OnçaSat	300	-	-	1500	0	10
<i>Payload</i> Millenium	50	100	-	580	0	10
Aquecedor	-	-	190	798	33	0
Total + margem (20%)					2154 mW	2833 mW

Fonte: Elaborado pelo autor

3.1.2 Painéis fotovoltaicos

Com o propósito de produzir energia para as operações e recarregar a bateria a bordo do satélite, assegurando, assim, a continuidade de suas funções durante os períodos de eclipse, considerou-se a utilização de painéis solares em todas as seis faces do *CubeSat*. Inicialmente, foi realizado um levantamento orçamentário considerando vários modelos e fabricantes de painéis fotovoltaicos específicos para aplicação em *CubeSats* 1U. O Quadro 3 apresenta as empresas

contatadas e o *status* do pedido de cotação¹ até outubro de 2023.

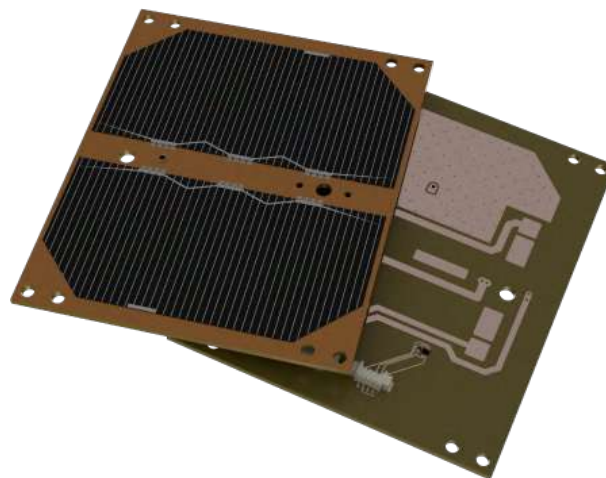
Quadro 3 – Relação de empresas com pedido de cotação enviado

Empresa	País	Status do Pedido de Cotação
AAC CLYDE SPACE	Suécia	Sem resposta
APHELION OBITALS	Estados Unidos	Sem resposta
DHV TECHNOLOGY	Espanha	Recebido
ENDUROSAT	Bulgária	Recebido
GOMSPACE	Dinamarca	Recebido
ORBITAL ENGENHARIA	Brasil	Sem resposta
SPACEMIND	Itália	Recebido
SMALLSAT CATALOG	Estados Unidos	Recebido
SPACEMANIC	Eslováquia	Recebido

Fonte: Elaborado pelo autor

Após o recebimento e análise das propostas, um modelo em particular, o SM-SP-RA-1U (Figura 12) da empresa SPACEMANIC, destacou-se devido ao seu custo mais acessível em comparação aos modelos oferecidos por outras empresas.

Figura 12 – Painel solar SM-SP-RA-1U



Fonte: (SPACEMANIC, 2023)

Cada painel solar conta com duas células de tripla junção de Arsenieto de Gálio (GaAs) AZUR Space conectadas em série. As células AZUR Space deste modelo possuem 30% de eficiência de conversão de energia e são largamente utilizadas por vários fabricantes de painéis solares voltados para aplicação espacial. A Tabela 2 e o Anexo A apresentam as características elétricas e informações complementares sobre o painel, respectivamente.

¹ Informações relacionadas a valores e condições contratuais não serão divulgadas devido à confidencialidade das cotações.

Tabela 2 – Características elétricas do painel SM-SP-RA-1U

Parâmetro	Valor
Tensão de circuito aberto (V_{oc})	5,4 V
Corrente de curto-circuito (I_{sc})	0,52 A
Tensão de máxima potência (V_{mp})	4,82 V
Corrente de máxima potência (I_{mp})	0,5 V
Potência em LEO (P_{LEO})	2,3 W
Coefficiente de temperatura da tensão (k_v)	-6,7 mV/°C
Coefficiente de temperatura da corrente (k_i)	0,36 mA/°C

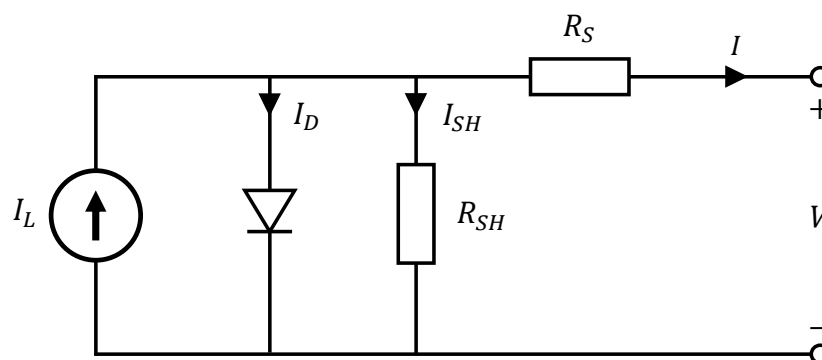
Fonte: Adaptado de (SPACEMANIC, 2023) e (AZURSPACE, 2019)

3.1.2.1 Análise das células solares

O conjunto de células solares (SA, do inglês *Solar Arrays*) para satélites são um pouco diferentes dos conjuntos terrestres. Embora o princípio seja o mesmo, o ambiente e os cenários de insolação encontrados são distintos (GROSJEAN, 2019). O objetivo desta seção é compreender o funcionamento de uma célula solar para simular o comportamento das células solares AZUR Space do painel SM-SP-RA-1U.

Uma célula fotovoltaica é basicamente um diodo semiconductor cuja junção *p-n* é exposta à luz (MÖLLER, 1993). Como primeira aproximação para a modelagem de uma célula solar, pode-se considerar um circuito equivalente composto por uma fonte de corrente fotogerada (I_L) conectada a um diodo, seguido por um resistor em derivação (R_{SH}) e um resistor em série (R_S) que representam as perdas internas (NOGUEIRA, 2017). A Figura 13 apresenta o modelo elétrico simplificado de uma célula solar quando são assumidos componentes ideais.

Figura 13 – Circuito equivalente de uma célula fotovoltaica



Fonte: Elaborado pelo autor

I e V são a corrente de saída e a tensão da célula, respectivamente. Aplicando a Lei de Kirchhoff das correntes, é possível obter a corrente de saída da célula:

$$I = I_L - I_D - I_{SH} \quad (3.1)$$

Onde I_D é a corrente que passa pelo diodo e I_{SH} é a corrente através do resistor de derivação. Desenvolvendo a Equação 3.1 em termos da equação do diodo de Shockley, em que a corrente que flui através de um diodo é uma função da tensão em seus terminais, tem-se:

$$I = I_L - I_0 \left[\exp \left(\frac{q(V + IR_S)}{nKT} - 1 \right) - \frac{V + IR_S}{R_{SH}} \right] \quad (3.2)$$

Em que I_0 é a corrente de saturação reversa do diodo, q é o valor de uma carga elementar ($1,602 \times 10^{-19}$ C), n é o fator de idealidade do diodo (1 para ideal), K é a constante de Boltzmann ($1,381 \times 10^{-23}$ J/K) e T é a temperatura da célula.

De acordo com Nogueira (2017), embora esse circuito equivalente seja baseado em princípios físicos e tenha sido amplamente utilizado em análises teóricas de células solares, geralmente os fabricantes não incluem em suas especificações os parâmetros I_L , I_0 , n , R_s e R_{SH} . Portanto, foi adotado o algoritmo desenvolvido pelo professor Bilal Danoune, que possui uma aplicação mais prática, apresenta uma resolução simples e requer apenas a corrente de curto-circuito, a tensão de circuito aberto e a tensão e corrente do ponto de potência máxima. Essas informações estão presentes na Tabela 2. O código criado originalmente por Danoune, utiliza o método de integração numérica de Newton-Raphson para encontrar o valor da corrente I em função da temperatura e da constante solar. O algoritmo foi escrito no *software* MATLAB e pode ser consultado no Apêndice D.

A Figura 14 apresenta a simulação das características I-V e P-V das células do painel solar escolhido a 28 °C e sob uma iluminação de 1367 W/m², uma constante solar típica no limite exterior da atmosfera terrestre. Nessas condições, existe um ponto em que o painel solar gera a potência máxima, conhecido como ponto de potência máxima (MPP, do inglês *Maximum Power Point*) (GROSJEAN, 2019). Pode-se observar que o MPP do painel está localizado a aproximadamente 5 V, e a potência produzida quando o painel opera nesse ponto é de 2,26 W. Esses valores estão próximos às características do painel solar SM-SP-RA-1U apresentadas na Tabela 2.

A Figura 15 exibe a curva I-V para 28°C e constante solar de 1367 W/m². Três diferentes cargas, com resistências de 5 Ω, 10 Ω e 25 Ω, foram incluídas na representação. Nesse cenário, o ponto de operação do painel solar está localizado na interseção das curvas I-V da célula solar e da carga.

A Figura 16(a) apresenta as curvas de potência x tensão com a variação relativa da constante solar a 28 °C. Por outro lado, a Figura 16(b) exibe as curvas de potência x tensão com a variação da temperatura e constante solar fixa em 1367 W/m². Como é possível observar nas curvas da Figura 16, a temperatura e irradiação solar alteram o desempenho do painel solar. Em outras palavras, a irradiação sobre as células e a temperatura delas afetam o pico de potência do painel. Devido à variabilidade do pico de potência fornecido pelas células, o rastreamento do ponto de máxima potência é necessário (NOGUEIRA, 2017).

Figura 14 – Curvas de corrente x tensão e potência x tensão do painel SM-SP-RA-1U

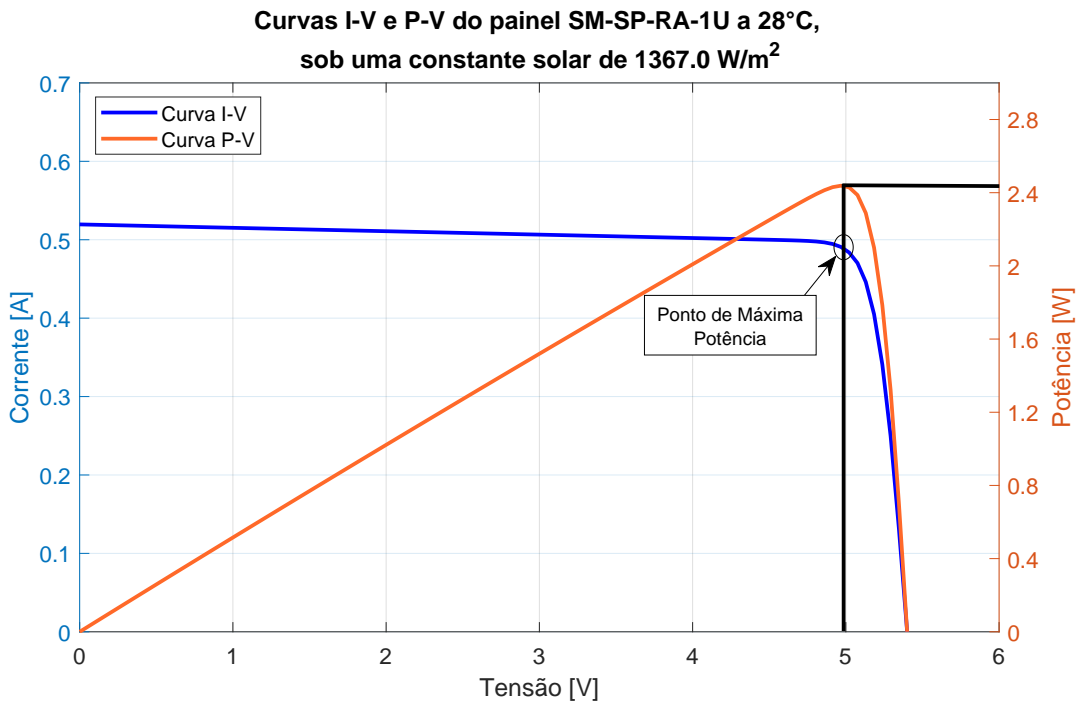
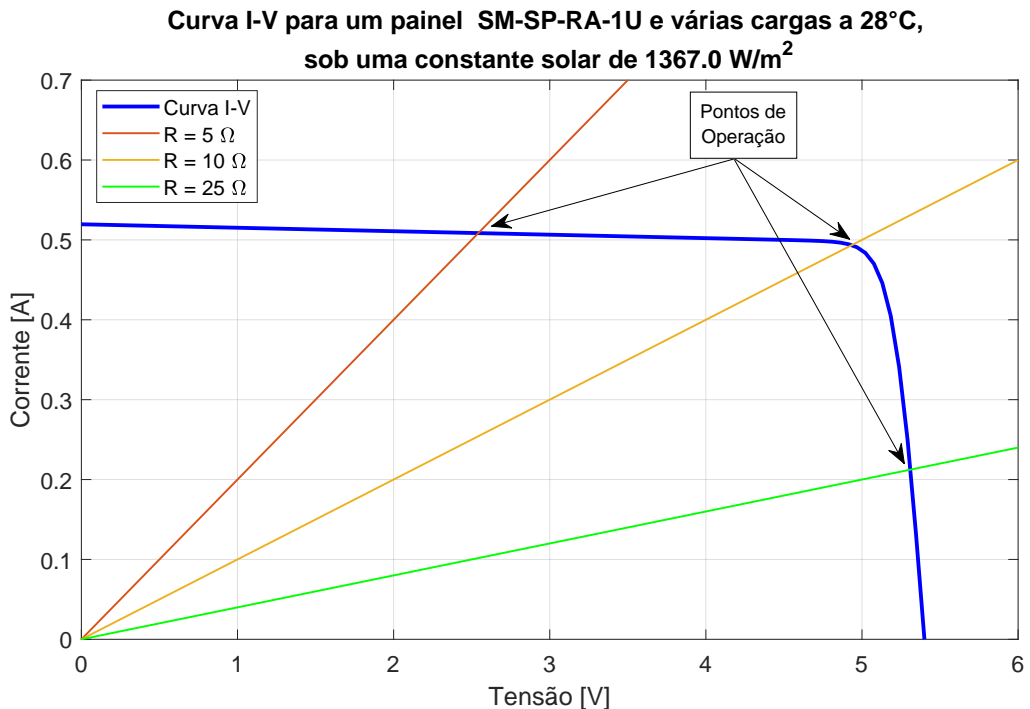


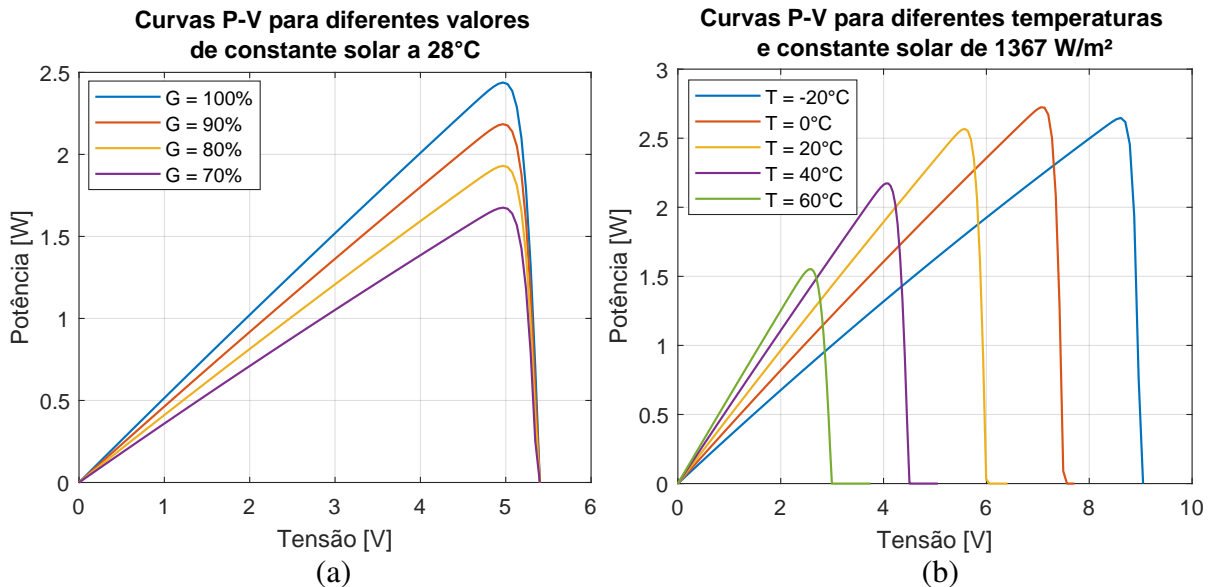
Figura 15 – Curva de corrente x tensão do painel SM-SP-RA-1U, interceptada por três cargas diferentes



3.1.3 Estratégia MPPT

De acordo com ESRAM e CHAPMAN (2007), uma das maneiras mais eficazes de coletar energia dos painéis solares é usando um sistema MPPT. O objetivo do algoritmo MPPT é ajustar

Figura 16 – Curva de potência-tensão do painel SM-SP-RA-1U: (a) para diferentes valores relativos de constante solar, (b) para diferentes temperaturas



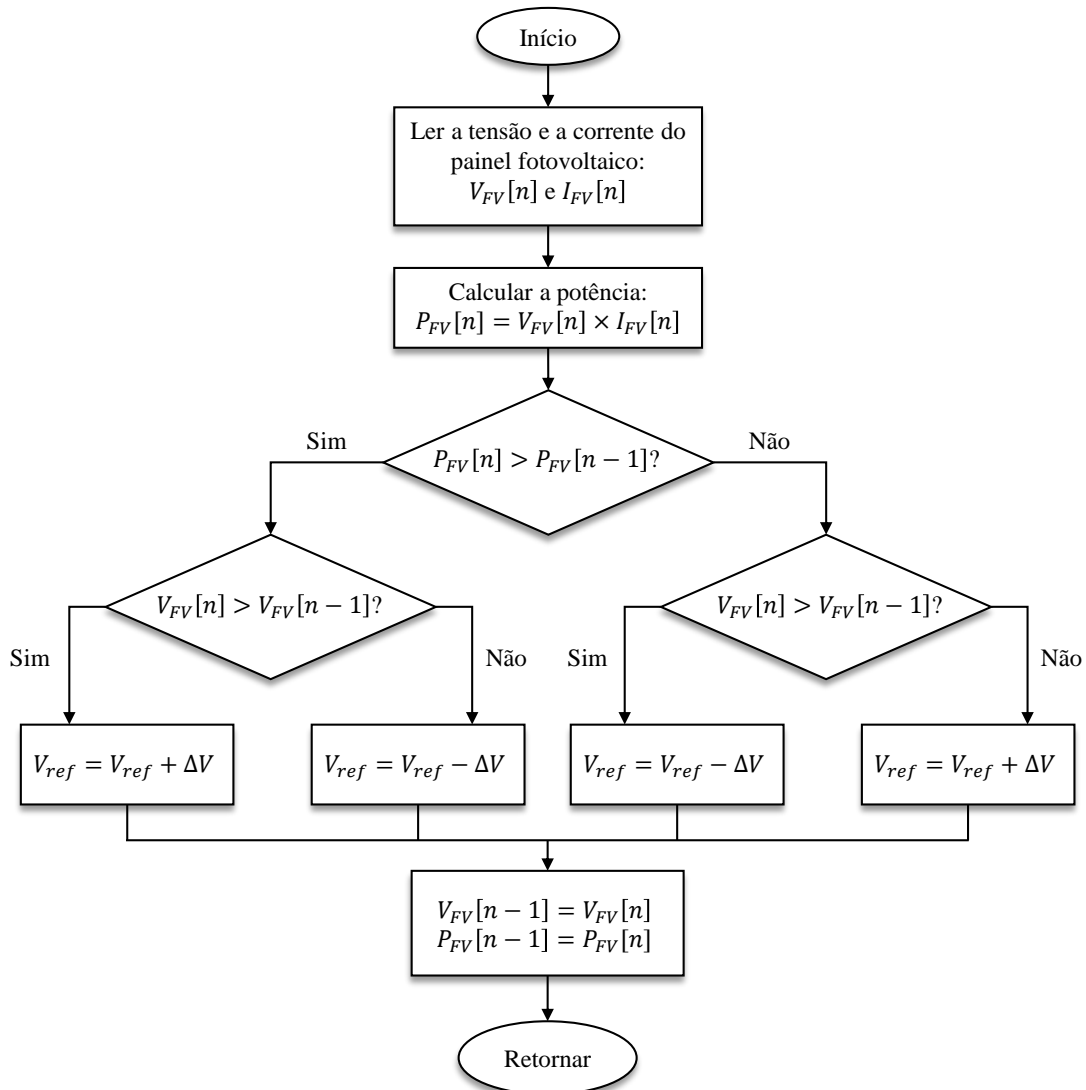
o ciclo de trabalho de um conversor DC-DC a fim de mover o ponto de operação da célula solar em direção ao seu ponto de máxima potência (GROSJEAN, 2019). Existem diversas técnicas MPPT relatadas na literatura. No entanto, uma técnica comumente utilizada em sistemas de fornecimento de energia para satélites é a técnica de Perturbação e Observação (P&O, do inglês *Perturb and Observe*).

O método P&O funciona perturbando constantemente a tensão do painel e observando o comportamento da potência gerada. Analisando a curva P-V mostrada na Figura 14, fica fácil perceber que ao diminuir a tensão no lado direito do MPP, a potência aumenta. O mesmo ocorre quando se aumenta a tensão no lado esquerdo do MPP. Assim, partindo de um certo ponto na curva, se a tensão é perturbada e a potência aumenta em relação a potência medida anteriormente, o sistema de controle move o ponto de operação do painel nesta mesma direção, caso contrário ele é movido na direção oposta. O algoritmo básico de P&O utiliza um passo fixo (ΔV) para aumentar ou diminuir a tensão (MORAES, 2017). A Figura 17 ilustra o fluxograma para a implementação deste algoritmo.

Inicialmente deve-se ler $V_{FV}[n]$ e $I_{FV}[n]$, para calcular $P_{FV}[n]$, que respectivamente são tensão, corrente e potência do sistema fotovoltaico (FV). Em seguida determina-se ΔP , avaliando se a potência é maior ou menor que no instante anterior. De acordo com os valores de ΔV se adota uma decisão sobre a próxima variação na tensão de referência ΔV_{ref} . O processo ocorre repetidamente, portanto percebe-se que o ponto de operação nunca é mantido, dadas as características construtivas desse algoritmo, ressalta-se que o sistema FV sempre opera na vizinhança do PPT (MOÇAMBIQUE, 2012); (SEGUEL, 2009).

Apesar de muito eficiente, este método pode apresentar grandes oscilações com baixa

Figura 17 – Fluxograma resumido do algoritmo P&O



Fonte: Elaborado pelo autor

irradiância. Além disso, este não responde bem quando a irradiância varia muito rápido, podendo escolher, inicialmente, a direção errada para atualização do ponto de operação do sistema. O tamanho do passo (ΔV) determina o quão oscilante será o algoritmo. Quanto menor ΔV , menores as oscilações, porém, mais lento será o rastreamento (MORAES, 2017).

Classicamente, esse sistema é implementado no *software* de um microcontrolador, porém, devido às operações complexas necessárias, os cálculos consomem muito tempo da Unidade Central de Processamento (CPU, do inglês *Central Processing Unit*) (ILBIS, 2013). Para reduzir a complexidade de implantação desse sistema, outra forma de por em prática o algoritmo P&O foi escolhida para o projeto. Esta alternativa é detalhada a seguir.

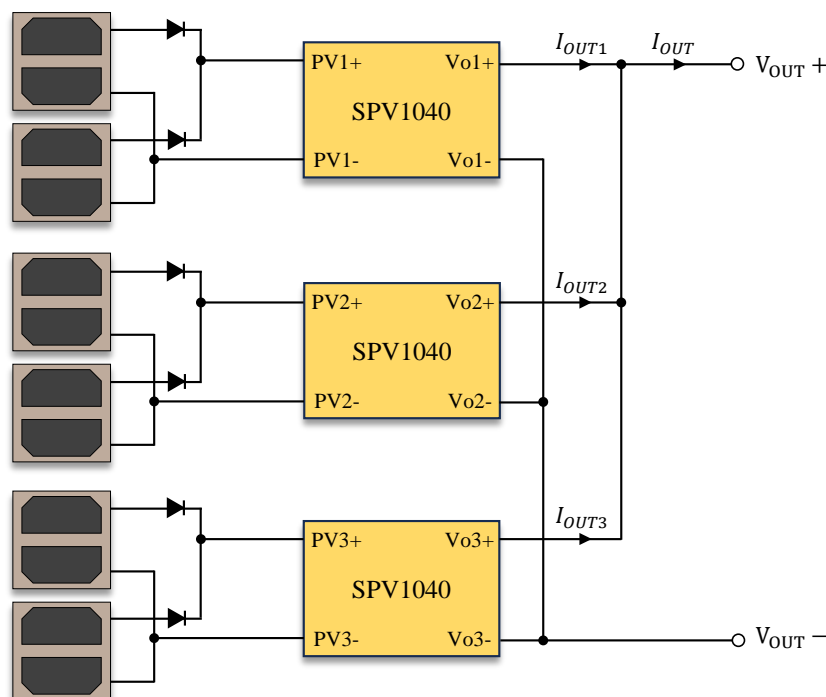
3.1.3.1 Circuito integrado SPV1040

Em virtude da complexidade da maioria das abordagens para a implementação do MPPT e para simplificar e agilizar o processo de design, optou-se por utilizar um Circuito Integrado (CI) com MPPT incorporado. Há diversas vantagens, como tamanho compacto, menor complexidade de design e a viabilidade de redundância. Além disso, o uso de um circuito integrado dedicado oferece rastreamento MPPT autônomo, aumentando a tolerância a falhas em comparação com sistemas que usam microcontroladores (HEMMO, 2013). Neste cenário, o CI SPV1040 da STMicroelectronics mostrou-se a melhor opção para esse trabalho.

O SPV1040 é um conversor DC-DC *boost*, que opera em uma faixa de tensão de entrada de 0,3 V a 5,5 V. O dispositivo fornece tensão e corrente de saída reguladas por meio da detecção do *feedback* de um divisor de tensão externo e da queda de tensão em um resistor *shunt* externo, respectivamente. A alta eficiência deste dispositivo é garantida pelo baixo consumo de energia em qualquer modo de operação e pelo seu algoritmo P&O embutido (STMICROELECTRONICS, 2021). Além disso, o SPV1040 possui histórico de voo a partir da missão ESTCube-1 e de outras missões, conforme analisado por Grosjean (2019), o que o torna confiável.

Como cada painel será posicionado em uma face do *CubeSat*, a melhor maneira de interligar os painéis solares é a ligação em paralelo. Essa topologia garante a tensão de saída desejada, mesmo quando apenas um painel solar está exposto à luz solar. Por questões de confiabilidade e redundância são usados três CIs SPV1040 em paralelo, cada um responsável por dois painéis solares conforme apresentado na Figura 18.

Figura 18 – Configuração em paralelo dos CIs SPV1040



Fonte: Elaborado pelo autor

Na configuração em paralelo, cada SPV1040 deve fornecer a mesma tensão de saída, com isso, a tensão de saída do sistema V_{OUT} é fixa. Por outro lado, a corrente de saída I_{OUT} é dada pela soma das correntes provenientes de cada par de painéis. Dessa maneira, tem-se:

$$V_{OUT} = V_{OUT1} = V_{OUT2} = V_{OUT3} \quad (3.3)$$

$$I_{OUT} = I_{OUT1} + I_{OUT2} + I_{OUT3} \quad (3.4)$$

A potência de saída irá variar de acordo com a intensidade da luz em cada painel e com a eficiência η do sistema:

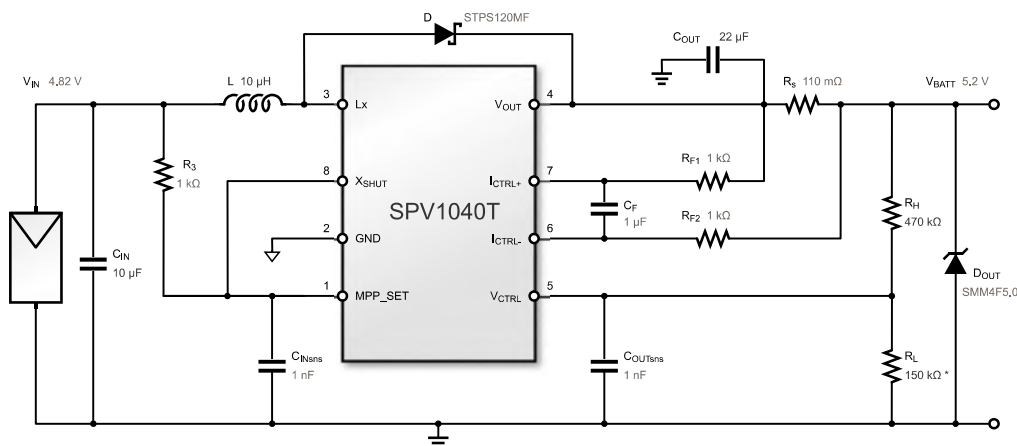
$$P_{OUT} = \eta V_{OUT} (I_{OUT1} + I_{OUT2} + I_{OUT3}) \quad (3.5)$$

Conforme STMICROELETRONICS (2013), cada SPV1040 contribui para a potência de saída ao fornecer I_{OUTX} . Por fim, a tensão de saída desejada é assegurada, desde que pelo menos um dos seis painéis fotovoltaicos forneça energia suficiente para acionar o SPV1040 associado a ele.

Para dimensionar os componentes do circuito do SPV1040, a STMicroelectronics disponibiliza o eDesignSuite. Essa é uma ferramenta que oferece um conjunto de mecanismos de auxílio ao design on-line, projetadas para simplificar o processo de desenvolvimento de sistemas com uma ampla variedade de produtos da STMicroelectronics. Ela foi utilizada para obter as especificações do circuito que fornece a tensão desejada na saída do SPV1040, a partir dos dados dos painéis solares.

A Tabela 3 apresenta os valores ajustados e a saída simulada considerando o esquemático da Figura 19. Além do esquemático, o eDesignSuite fornece a Lista de Materiais (BOM, do inglês *Bill of Materials*) do circuito – essa lista é importante para que o circuito seja montado com os componentes indicados.

Figura 19 – Circuito obtido no eDesignSuite



Fonte: Elaborado pelo autor

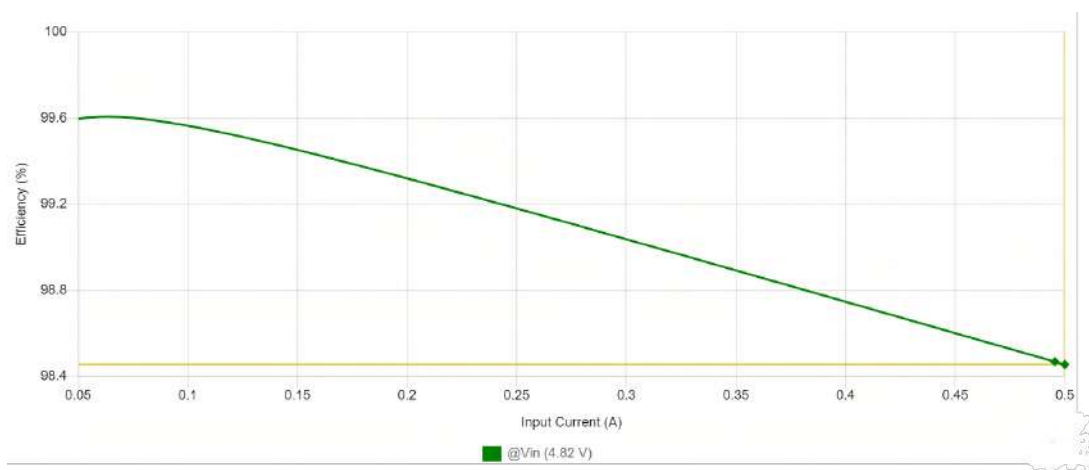
O gráfico de eficiência do circuito sugerido no eDesignSuite é apresentado na Figura 9. Para uma corrente de entrada de 0,5 A, a eficiência deve ser de 98,5% a 25°C.

Tabela 3 – Dados de configuração do conversor SPV1040

	Parâmetro	Valor
Dados do painel fotovoltaico	V_{mp}	4,82 V
	V_{oc}	5,2 V
	I_{mp}	0,5 A
	I_{sc}	0,52 A
Saída ajustada	V_{out}	5,16 V
	I_{out}	0,466 A
	<i>ripple</i>	5%
Saída simulada	V_{out}	5,17 V
	I_{out}	0,46 A
	<i>ripple</i>	30 mV (0,57%)
	f_{sw}	100 kHz

Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 20 – Curva de eficiência do circuito



Fonte: Elaborado pelo autor

3.1.4 Estimativa de produção energética

A energia produzida pelo conjunto de painéis solares é influenciada pela iluminação, que representa a quantidade de energia luminosa que atinge as células solares por unidade de área. Essa energia é determinada pelo ângulo entre a direção da luz solar e a normal da superfície dos painéis solares, o qual pode ser ajustado por meio da orientação do *CubeSat*. No entanto, a estimativa precisa da quantidade de energia gerada requer consideração de vários fatores, como parâmetros orbitais, características elétricas das células solares, suas temperaturas e estado de degradação. Por isso, estimá-la analiticamente é um desafio considerável e foge do escopo deste trabalho.

Outra maneira de bastante utilizada para mensurar a quantidade de energia produzida pelo conjunto de painéis solares é através de simulações numéricas em *softwares* especializados como o Systems Tool Kit (STK), por exemplo. Apesar de ser muito eficiente, o STK não é um *software*

gratuito, o que tornou sua utilização inacessível para as análises de produção de energia pelos painéis solares.

Com o intuito de viabilizar o acesso de desenvolvedores e instituições acadêmicas a uma ferramenta computacional *open source* de modelagem energética para *CubeSats*, Etchells e Berthoud (2019) criaram o CubeSat Power Model². A aplicação foi desenvolvida no MATLAB com a Interface Gráfica do Usuário (GUI, do inglês *Graphical User Interfaces*) criada no MATLAB App Designer, a modelagem orbital e eventos de eclipse são importados do *software* General Mission Analysis Tool (GMAT), disponibilizado pela NASA. Uma descrição sucinta do método de análise subjacente à ferramenta é apresentada a seguir:

3.1.4.1 Equação da potência gerada

O cálculo de potência gerada pelo conjunto fotovoltaico é realizado resolvendo a seguinte equação para cada painel solar do *CubeSat*:

$$P = S \times \eta \times I_d \times L_d \times \cos(\theta) \times A \quad (3.6)$$

onde P é a potência gerada pelo painel e depende da constante de densidade de fluxo solar S , da eficiência das células solares individuais η , da degradação inerente I_d , da degradação ao longo da vida útil L_d , da perda de cosseno $\cos(\theta)$ e a área do painel A .

Como pode ser observado nos termos da Equação 3.6, a maioria das variáveis necessárias para calcular a potência de um satélite já é conhecida ou pode ser facilmente definida. O problema surge ao calcular as perdas de cosseno usadas para calcular as áreas efetivas dos painéis ou ao calcular as áreas efetivas dos painéis diretamente. Para calcular as perdas de cosseno, um modelo computacional requer quatro componentes: um modelo de órbita, a geometria desejada do satélite, um modelo de apontamento e um modelo de iluminação (ETCHELLS; BERTHOUD, 2019).

O algoritmo por trás do CubeSat Power Model calcula diretamente as áreas efetivas dos painéis, a Equação 3.6 pode ser simplificada, eliminando a perda de cosseno e utilizando a área efetiva A_e em vez da área total A de cada painel. A equação final é apresentada abaixo:

$$P = S \times \eta \times I_d \times L_d \times A_e \quad (3.7)$$

A Equação 3.7 e todos os cálculos necessários para determinar A_e para cada painel são repetidos para cada intervalo de tempo da simulação de órbita, o que resulta no cálculo da potência individual gerada por cada painel solar ao longo do período completo da simulação (ETCHELLS; BERTHOUD, 2019).

² Disponível em: <<https://github.com/tom-etchells/PowerCubeSat>>. Acesso em: 24 out. 2023

3.1.4.2 Simulação da potência gerada

O processo inicial de simulação consiste em obter o perfil orbital desenvolvido pelo satélite ao longo do tempo. O *software* emulador orbital GMAT registra a localização do satélite em sua órbita ao redor da Terra, a posição do Sol em relação ao satélite e quaisquer eclipses que ocorram, para cada intervalo de tempo durante o período de simulação desejado.

Por conta da falta de informações a respeito da órbita exata do *CubeSat* da equipe ST-OBSAT-01, o estilo orbital simplificado da Estação Espacial Internacional (ISS, do inglês *International Space Station*) foi considerado na simulação. A Tabela 4 apresenta os parâmetros orbitais utilizados.

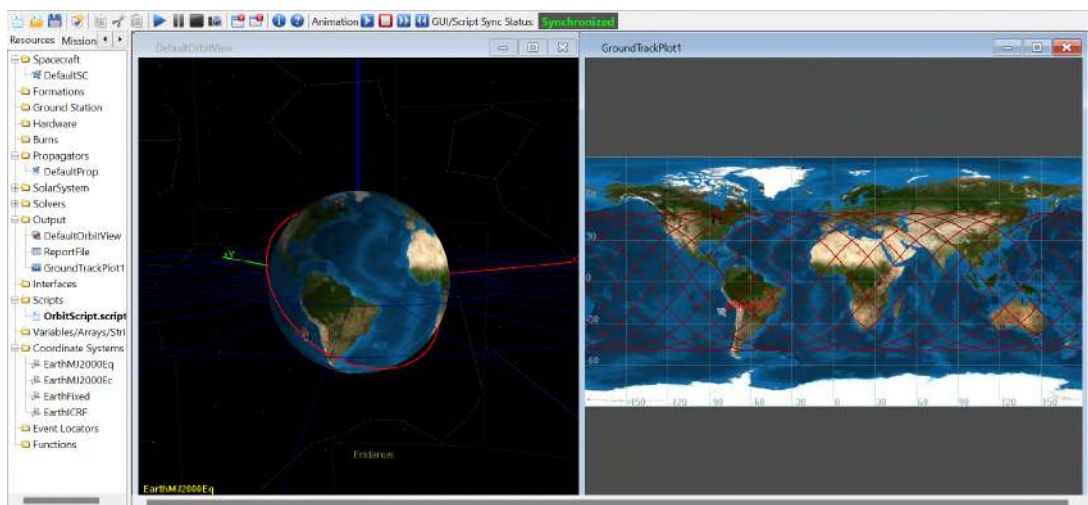
Tabela 4 – Parâmetros orbitais

Parâmetro	Estilo ISS
Época [2000-01-01 UTC]	12:00:00
Semi-eixo maior [km]	6771
Excentricidade	0
Inclinação [°]	50
Ascensão reta do nodo ascendente [°]	0
Argumento do perigeu [°]	0
Anomalia verdadeira [°]	0

Fonte: Elaborado pelo autor

A Figura 21 apresenta a interface de simulação do GMAT. Após a execução da simulação orbital, o arquivo ‘GMAT_Report.txt’ foi gerado com os dados obtidos. Esses dados foram salvos na mesma pasta que o executável ‘CubeSatPowerModel.mlapp’ para que o MATLAB encontrasse o arquivo durante a execução dos cálculos.

Figura 21 – Interface de simulação orbital GMAT

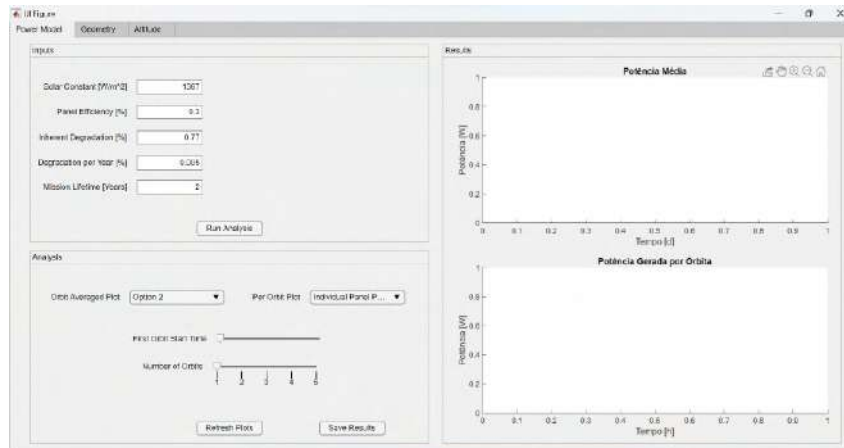


Fonte: Elaborado pelo autor

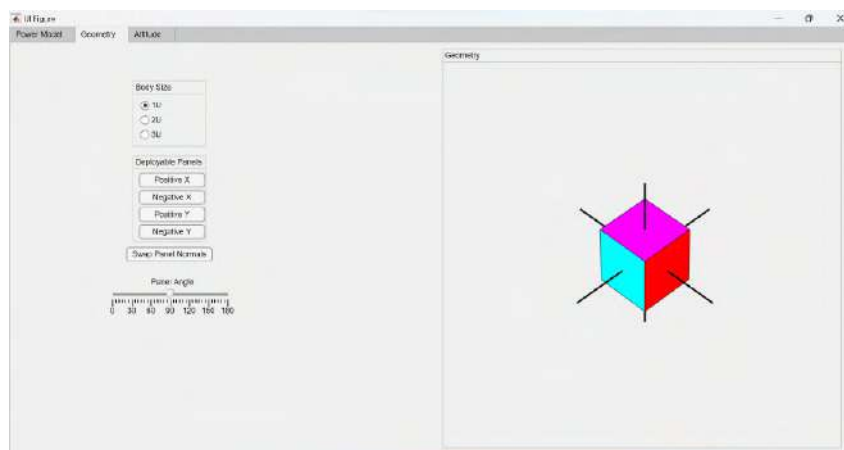
A GUI do CubeSat Power Model é apresentada na Figura 22. Na Figura 22(a) é apresen-

tado o ambiente de inserção das constantes da Equação 3.7. Nas abas apresentadas nas Figuras 22(b) e 22(c), é possível ajustar a geometria e atitude do satélite, respectivamente.

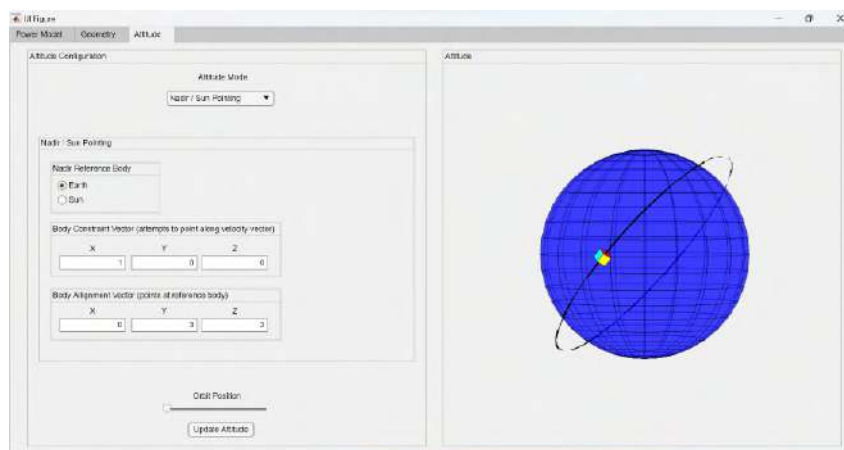
Figura 22 – Interface de simulação do CubeSat Power Model



(a) Interface de configuração dos painéis e análise



(b) Interface de configuração geométrica

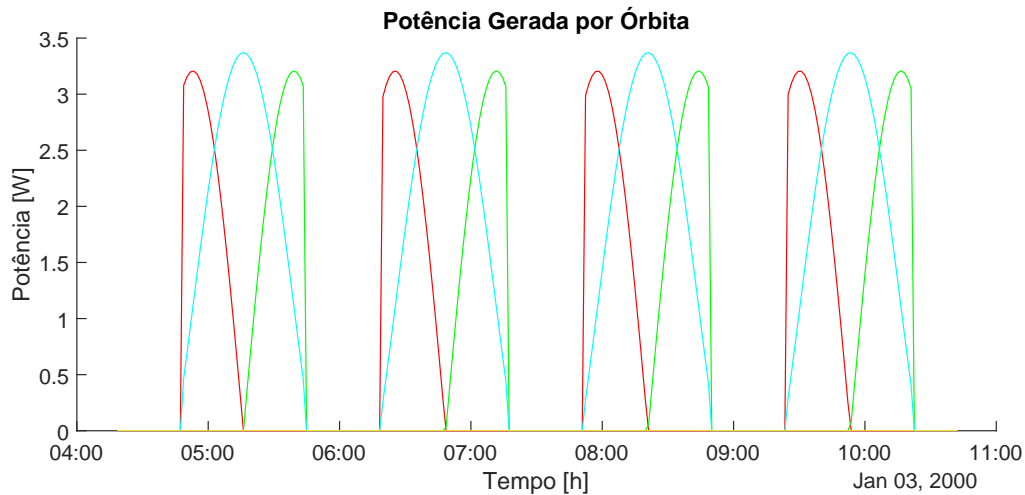


(c) Interface de configuração de atitude

Fonte: Elaborado pelo autor

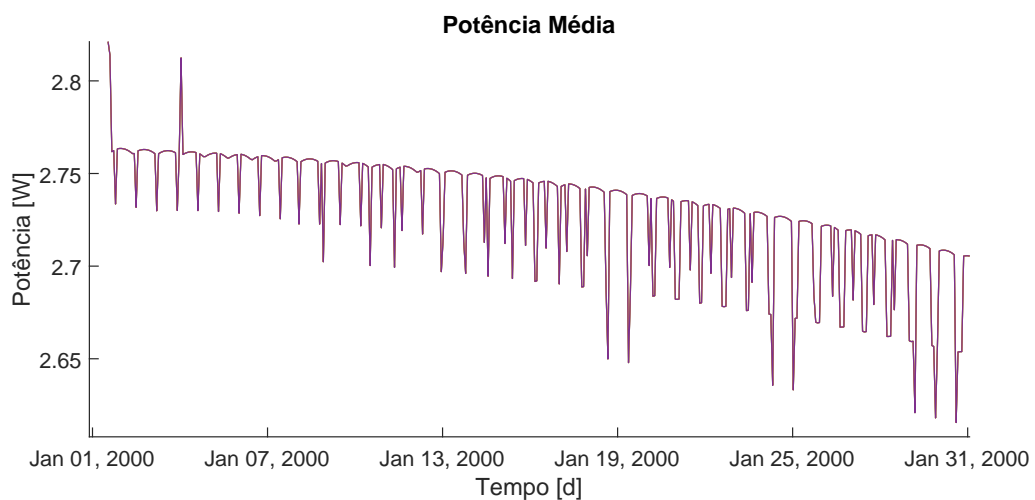
Na Figura 23, é possível observar os resultados obtidos das curvas de geração individual de cada painel por órbita - cada cor no gráfico representa a curva de potência individual de

Figura 23 – Potência gerada em cada painel por órbita



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 24 – Geração de potência média ao longo de um mês de operação



Fonte: Elaborado pelo autor

um único painel. Nas condições de orientação e atitude simuladas, apenas três dos seis painéis contribuem para a geração de energia.

Na Figura 24, é apresentada uma prospecção da potência média fornecida ao longo do primeiro mês de operação. Os resultados apontam que, no início, o *CubeSat* deverá produzir, em média, cerca de 2,76 W, e esse valor cairá para 2,68 W após os primeiros 30 dias, ou seja, uma redução de 2,89%. Essa redução de produção está relacionada, entre outras coisas, com a constante de degradação inerente das células fotovoltaicas.

De acordo com Etchells e Berthoud (2019), a natureza irregular do gráfico da Figura 24 ocorre devido à natureza discreta da simulação. Essa discretização significa que algumas órbitas terão mais ou menos etapas de tempo, e as etapas de tempo também ocorrerão em momentos diferentes durante a órbita, resultando em diferentes potências totais.

3.1.4.3 Relação entre geração e o *power budget*

Com os valores aproximados da potência gerada em cada órbita, uma margem de produção pode ser estabelecida para cada modo de operação. Essa margem é apresentada na Tabela 5. No modo de segurança, a margem de geração ou *power budget* é positivo, o que significa que mais energia é gerada do que consumida. Já no modo normal, o *power budget* é negativo, ou seja, mais energia é consumida do que produzida – ainda assim, é possível operar o *CubeSat* por algumas órbitas. Isso geralmente faz parte de uma estratégia operacional, mas é arriscado e requer que o satélite tenha um *power budget* positivo por várias órbitas subsequentes (CLARK; LOGAN, 2011).

Tabela 5 – Margem de produção energética

	Modos de operação	
	Segurança	Normal
Geração média por órbita (mW)	2720	2720
Potência consumida (mW)	-2154	-2833
Margem de geração (mW)	566	-113

Fonte: Elaborado pelo autor

3.2 Sistema de armazenamento de energia

3.2.1 Dimensionamento da bateria

De acordo com Griffin e French (2004), dada a utilização de energia do satélite e a máxima profundidade de descarga permitida (DOD, do inglês *Depth of Discharge*) ao longo da vida útil planejada para a bateria, é possível dimensioná-la por meio da Equação 3.8.

$$DOD = \frac{\text{Energia necessária durante o eclipse}}{\text{Energia armazenada na bateria}} \quad (3.8)$$

Portanto, a Equação 3.8 pode ser reescrita da seguinte forma:

$$DOD = \frac{P_L \times t_d}{E_{\text{bat}}} \quad (3.9)$$

Onde P_L é a potência da carga em watts, t_d é o tempo de descarga em horas e E_{bat} é a capacidade de energia total da bateria em watt-hora.

Geralmente, as baterias são usadas para fornecer energia ao *Cubesat* quando ele está em eclipse. A energia armazenada necessária varia com as diferentes órbitas (OSMAN, 2012). Devido a falta de informações precisas sobre as condições orbitais, assumiu-se como período orbital um valor comum para *CubeSats* em órbita terrestre baixa de 95 minutos. O tempo de eclipse equivale a 1/3 do período orbital.

A definição de um DOD requer atenção. Porcentagens altas estão associadas a uma vida útil mais curta para a bateria. Por isso, definiu-se um DOD de 30%.

Conforme o *power budget* apresentado na Tabela 1, no pior caso, o consumo de energia é de 2,833 W. Com base nessa informação e nas demais definidas, foi possível utilizar a Equação 3.9 para calcular a capacidade mínima de energia que a bateria deve fornecer:

$$E_{\text{bat}} = \frac{2,833 \times 0,52}{0,3} = 4,91 \text{ Wh} \quad (3.10)$$

Para atender à essa demanda de energia, foram escolhidas duas células LG INR18650 MJ1 de 3,635 V e 3500 mAh. A capacidade de fornecimento de energia total das células ligadas em paralelo é definida pela seguinte equação:

$$E_{\text{total}} = V_{\text{bat}} \times C_{\text{chg}} \quad (3.11)$$

$$E_{\text{total}} = 3,635 \times (3,5 + 3,5) = 25,44 \text{ Wh} \quad (3.12)$$

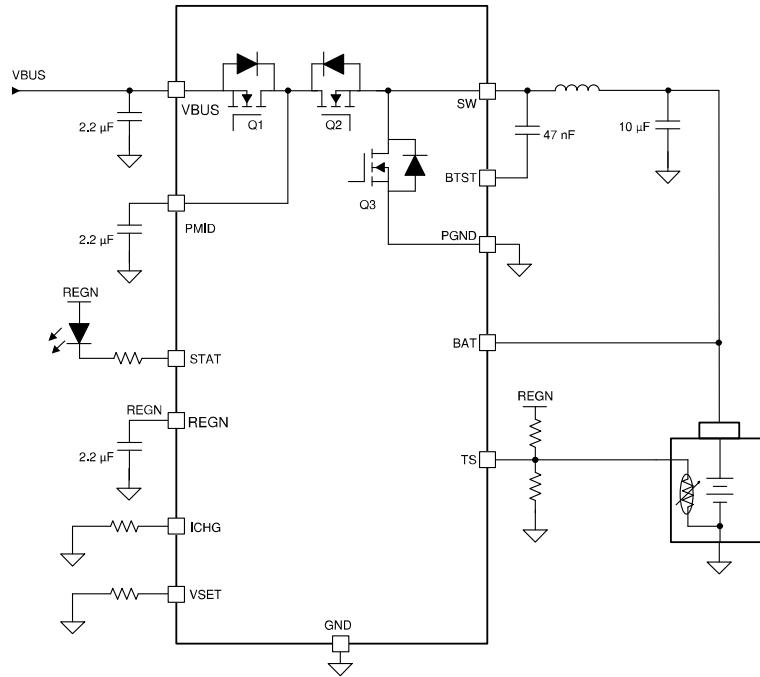
Em que V_{bat} é a tensão nominal da célula e C_{chg} é a soma da capacidade de carga das duas células. Conforme o cálculo efetuado na Equação 3.12, a capacidade deste *pack* de baterias é cerca de cinco vezes superior ao mínimo necessário, indicando uma margem de segurança apropriada para tal aplicação. O Anexo B apresenta especificações complementares sobre a célula escolhida.

3.2.2 Regulador de carga

Como a tensão no barramento DC é superior a tensão de carregamento das baterias, um regulador de carga foi implementado no sistema para controlar a tensão e a corrente de carga. O dispositivo de interface entre o barramento DC e a bateria é o CI BQ25302, desenvolvido pela Texas Instruments. Esse regulador adota uma configuração do tipo *buck*, que reduz a tensão de entrada para valores mais baixos. Apesar de ter uma montagem mais complexa e maior custo em relação a um regulador linear, a escolha de um regulador chaveado é justificada pela sua maior eficiência, que pode chegar a 94,3%. Além disso, o BQ25302 suporta tensões de entrada de 4,1 V a 6,2 V, proteções térmicas, bloqueio de sobretensão, subtensão e sobrecarga da bateria. Seu esquemático simplificado é apresentado na Figura 25.

O dimensionamento do circuito de regulação de carga consistiu em calcular o valor do indutor do pino SW e os resistores dos pinos ICHRG, VSET e TS com base nas seguintes condições de contorno: (1) tensão de entrada 5,1 V, (2) tensão de saída 4,2 V e (3) corrente máxima de carga de 0,25 A.

Figura 25 – Esquemático simplificado do regulador de carga BQ25302



Fonte: (TEXAS INSTRUMENTS, 2020)

3.2.2.1 Configuração da corrente de carga

A corrente de carga do BQ25302 é definida pelo valor do resistor entre o pino ICHG e o GND, de acordo com a Equação 3.13

$$R_{ICHG}(\Omega) = \frac{K_{ICHG}(A \times \Omega)}{I_{CHG}(A)} \quad (3.13)$$

$$R_{ICHG} = \frac{40.000}{0,25} = 160 \text{ k}\Omega \quad (3.14)$$

em que I_{CHG} é a corrente desejada e K_{ICHG} é uma constante especificada no *datasheet* do CI.

3.2.2.2 Seleção do indutor

A frequência de chaveamento de 1,2 MHz permite a utilização de pequenos valores de indutância para manter a corrente de saturação do indutor maior que a corrente de carga (I_{CHG}) mais metade da corrente de *ripple* (I_{RIPPLE}), conforme a relação expressa na Equação 3.15.

$$I_{SAT} \geq I_{CHG} + \frac{1}{2}I_{RIPPLE} \quad (3.15)$$

A corrente de *ripple* do indutor depende da tensão de entrada V_{BUS} , do *duty cycle* ($D = V_{BAT}/V_{BUS}$), da frequência de chaveamento (f_s) e da indutância (L)

$$I_{RIPPLE} = \frac{V_{BUS} \times D \times (1 - D)}{f_s \times L} \quad (3.16)$$

O fabricante recomenda que o *ripple* seja projetado para valores entre 20% e 40% da corrente máxima de carga como uma compensação entre o tamanho do indutor e a eficiência para uma aplicação prática. Portanto, a escolha recaiu sobre o indutor YSPI0530-6R8M, que possui uma indutância de 6,8 μH , corrente nominal de 3 A e corrente de saturação de 5 A. Com esse indutor, a corrente de *ripple* calculada é:

$$I_{RIPPLE} = \frac{5,1 \times 0,823 \times (1 - 0,823)}{1,2 \times 10^6 \times 6,8 \times 10^{-6}} = 0,091\text{A} \quad (3.17)$$

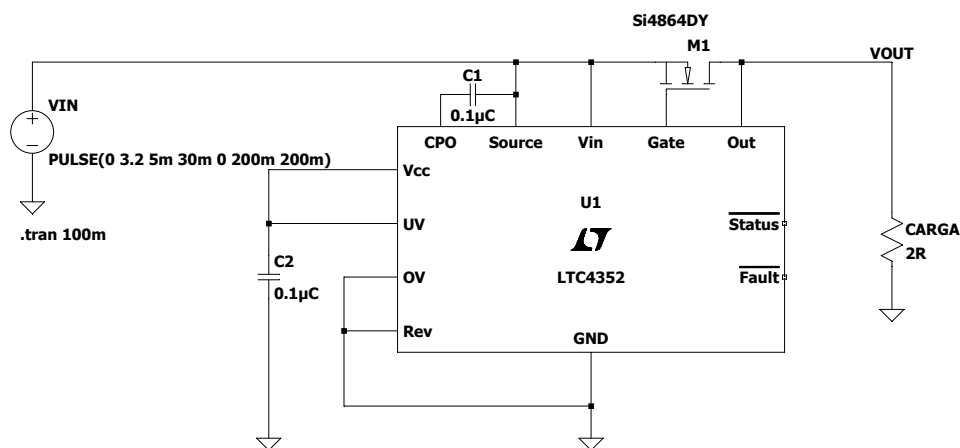
Por fim, o *ripple* percentual em relação a corrente máxima de carga é

$$I_{RIPPLE\%} = \frac{0,091}{0,25} \times 100 = 36,4\% \quad (3.18)$$

3.2.3 Diodo Ideal

Como discutido no início deste Capítulo, para a arquitetura adotada neste trabalho, durante o período de eclipse, o regulador de tensão é desativado, e um diodo é automaticamente polarizado diretamente, permitindo que a bateria forneça energia às cargas. A utilização de um diodo Schottky ou de silício foi descartada devido à significativa queda de tensão (0,3 V a 0,7 V) quando polarizado diretamente. Para contornar esse problema, optou-se por empregar um sistema de diodo ideal, composto por um MOSFET controlado pelo LTC4352, um controlador de diodo ideal da Linear Technology. A Figura 26 apresenta um circuito de implementação típico do LTC4352.

Figura 26 – Esquema de implementação do LTC4352



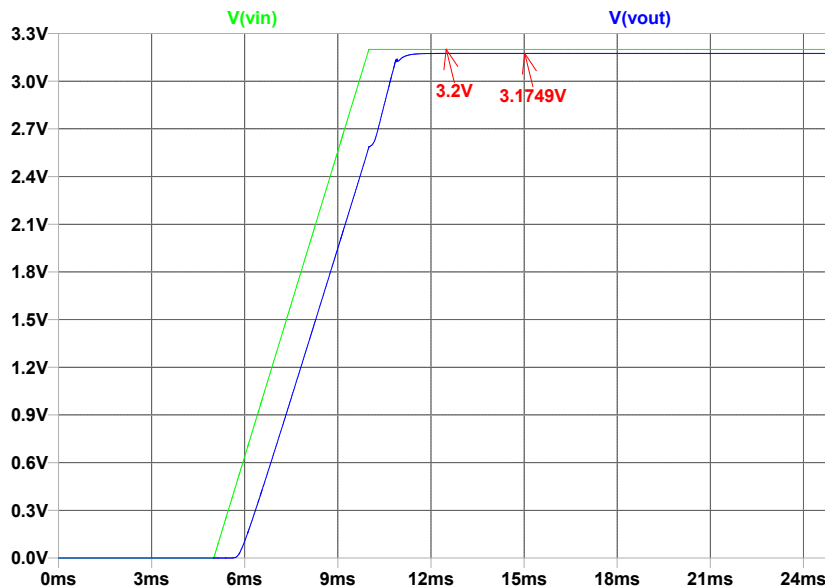
Fonte: Elaborado pelo autor

O LTC4352 opera regulando a tensão no *gate* de um MOSFET canal N, a fim de emular um diodo ideal. Quando ativado, um amplificador monitora a tensão entre os pinos VIN e OUT, acionando o pino *gate*. O amplificador controla o *gate* do MOSFET externo para ajustar a queda de tensão direta (VIN - OUT) para 25 mV (LINEAR TECHNOLOGY, 2010).

Para verificar o funcionamento do circuito do diodo ideal, realizou-se uma simulação do circuito representado na Figura 26 utilizando o *software* LTspice. No cenário mais desfavorável,

em que a tensão de entrada é de 3,2 V, conectou-se uma carga de aproximadamente 5 W. A Figura 27 exibe as curvas da tensão de entrada e saída, evidenciando uma queda de apenas 25 mV. Essa característica torna o circuito altamente vantajoso para esta aplicação.

Figura 27 – Curvas de tensão de entrada e saída do LTC4352



Fonte: Elaborado pelo autor

3.2.4 Medidor de carga

A bateria é um dos componentes mais críticos em um satélite, por isso, ter informações precisas sobre seu estado é algo fundamental e necessário. Os CIs de medidores de carga de bateria, também conhecidos como *fuel gauge*, são dispositivos dedicados a medição de vários parâmetros de uma bateria.

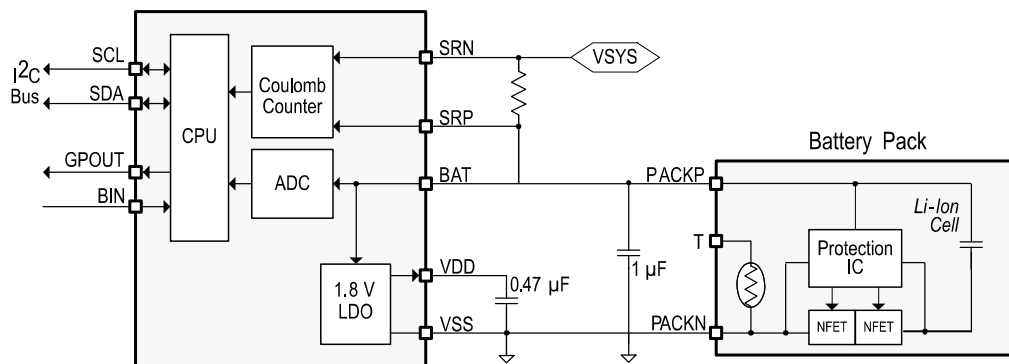
Neste trabalho, o *fuel gauge* bq27441-G1 da Texas Instruments é implementado para atuar como um periférico do microcontrolador do EPS. Este medidor utiliza o algoritmo Impedance Track³ para fornecer informações como capacidade restante da bateria (mAh), estado de carga (%) e tensão da bateria (mV). A escolha deste CI é justificada pela configuração mínima necessária para o seu funcionamento, como pode ser visto pelo esquemático simplificado da Figura 28.

3.2.5 Chaves de segurança e implantação

Uma maneira de implementar as chaves de segurança exigidas pelo CDS é ilustrado na Figura 29. De acordo com JAXA (2015), um satélite pode ter três chaves de implantação, ou duas chaves de implantação e um pino RBF. Uma das chaves deve ser colocada no retorno de terra dos circuitos.

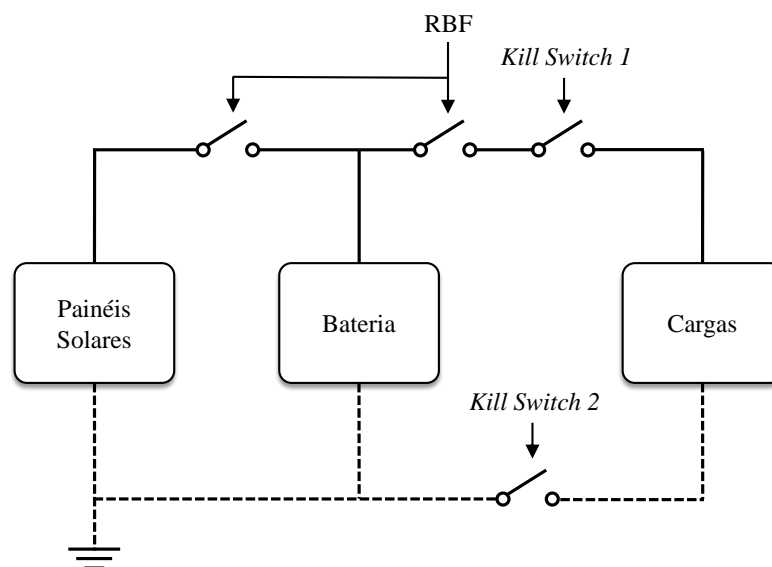
³ Um algoritmo Impedance Track, como o próprio nome sugere, utiliza a impedância medida das células da bateria como uma entrada fundamental para suas previsões de capacidade restante de carga.

Figura 28 – Esquemático simplificado do *fuel gauge* bq27441-G1



Fonte: (TEXAS INSTRUMENTS, 2014)

Figura 29 – Localização do RBF e *kill switches*



Fonte: Elaborado pelo autor

A fim de simplificar o circuito e evitar o uso de chaves acionadas eletronicamente, optou-se por chaves com acionamento mecânico. O RBF é implementado por meio de um conector estéreo de 3,5 mm do modelo 35RAPC4BH3, enquanto as chaves de implantação serão *microswitches* do tipo SPDT (*Single-Pole Double-Throw*) fixadas na estrutura do *CubeSat*.

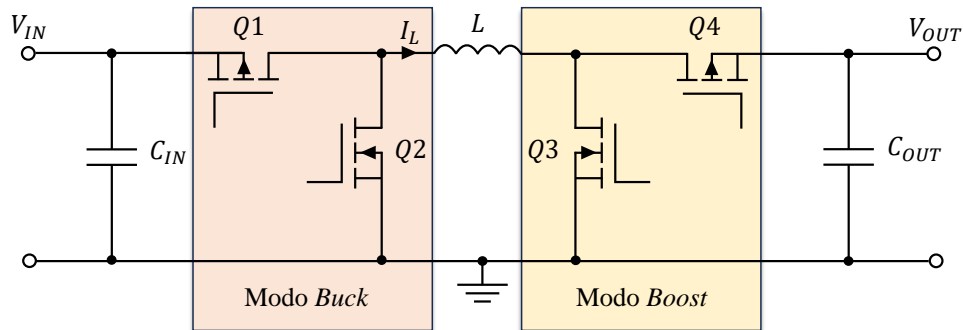
3.3 Proteção e distribuição de energia

3.3.1 Conversor *buck-boost*

A distribuição de energia para os demais subsistemas ocorre por intermédio de conversores DC-DC chaveados. O EPS fornece dois níveis de tensões de saída: 3,3 V e 5 V; sendo que cada uma delas é produzida por dois conversores em paralelo. Os conversores *buck-boost* TPS63802 da Texas Instruments foram adotados para essa finalidade. O TPS63802 é um conversor *buck-boost* não inversor que utiliza uma topologia com 4 chaves. Essencialmente, combina

um conversor *buck* e um conversor *boost*, compartilhando o mesmo indutor, conforme ilustrado na Figura 30.

Figura 30 – Estágio de potência de um conversor *buck-boost* não-inversor de quatro chaves



Fonte: Elaborado pelo autor

Existem diferentes sequências de comutação que podem ser implementadas para aumentar ou diminuir a tensão de entrada. Para aumentar a eficiência, geralmente, três modos de operação são implementados em dispositivos da Texas Instruments, dependendo das tensões de entrada e saída (ACANSKI, 2019):

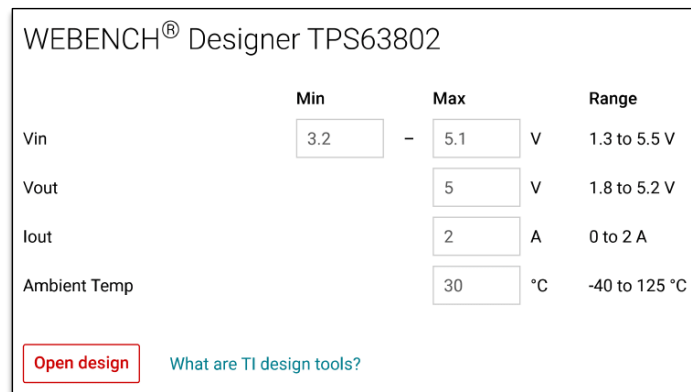
- A) Para $V_{IN} > V_{OUT}$, o conversor opera no modo *buck*, onde Q1 e Q2 ficam chaveando, Q3 fica sempre desligado e Q4 sempre ligado.
- B) Para $V_{IN} < V_{OUT}$, o conversor opera no modo *boost*, onde Q3 e Q4 ficam chaveando, Q1 fica sempre ligado e Q2 sempre desligado.
- C) Para $V_{IN} \approx V_{OUT}$, o conversor opera no modo *buck-boost* de 3 ciclos. Neste modo, todos os quatro interruptores permanecem ativos. A corrente eficaz através dos interruptores e do indutor é mantida mínima para minimizar perdas de comutação e condução. Controlar os interruptores desta maneira permite que o conversor mantenha sempre alta eficiência em toda a faixa de tensão de entrada (TEXAS INSTRUMENTS, 2021).

O TPS63802 opera com frequência de chaveamento de 2,5 MHz e suporta tensões de entrada na faixa de 1,8 V a 5,5 V, proporcionando uma saída de até 2 A na faixa de 1,8 V a 5,2 V. Além disso, este conversor possui várias funcionalidades, incluindo proteção contra sobreaquecimento, sobretensão, subtensão e limitador de corrente de entrada e saída. Ambos os conversores foram projetados e analisados através da ferramenta WEBENCH Power Designer, disponibilizada pelo fabricante. Com esta ferramenta, foi possível obter o circuito, as especificações dos componentes e a análise do seu desempenho em um relatório gerado após a inserção dos dados de entrada e saída desejada. Os detalhes de projeto de cada conversor e suas respectivas simulações são detalhados a seguir.

3.3.1.1 buck-boost 5 V

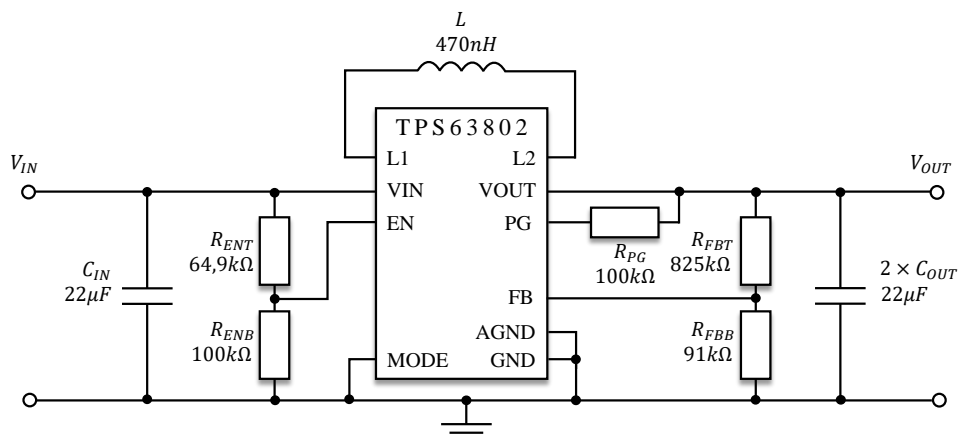
No projeto do conversor *buck-boost* de 5 V, foram utilizados os parâmetros de entrada presentes na Figura 31. As conexões e componentes do circuito estão ilustrados na Figura 32.

Figura 31 – Parâmetros de entrada e saída do conversor DC-DC 5 V



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 32 – Circuito do conversor *buck-boost* 5 V sugerido pelo WEBENCH



Fonte: Elaborado pelo autor

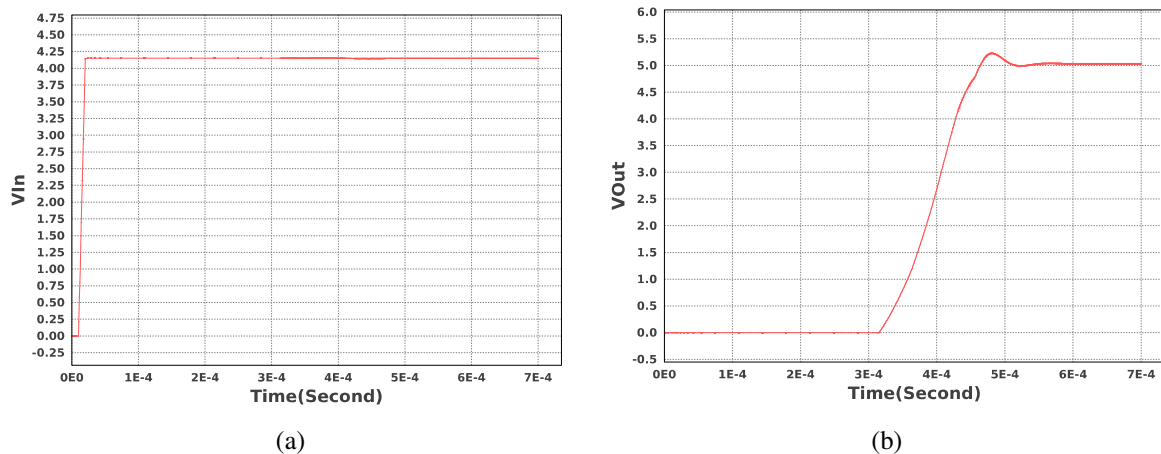
Tanto no circuito do conversor *buck-boost* de 5 V quanto no de 3,3 V, o divisor de tensão implementado pelos resistores R_{ENT} e R_{ENB} desliga o CI para $V_{IN} < 1,8$ V. Essa medida foi implementada para proteger os conversores contra ocorrências de *brownout*, caracterizadas pela queda temporária de tensão na alimentação, que pode afetar o funcionamento dos conversores, deixando-os travados ou operando de maneira inadequada.

3.3.1.2 Simulações do conversor *buck-boost* 5 V

As respostas do circuito às condições de inicialização, variação de carga e variação na tensão de entrada estão apresentadas nas Figuras 33, 34 e 35, respectivamente.

A Figura 33b mostra a resposta de inicialização do conversor quando a carga é de 2,5 Ω , ou seja, drena 2 A em regime permanente. Note que o tempo de estabilização é da ordem de

Figura 33 – Simulação de inicialização do *buck-boost* 5 V: (a) tensão de entrada, (b) tensão de saída

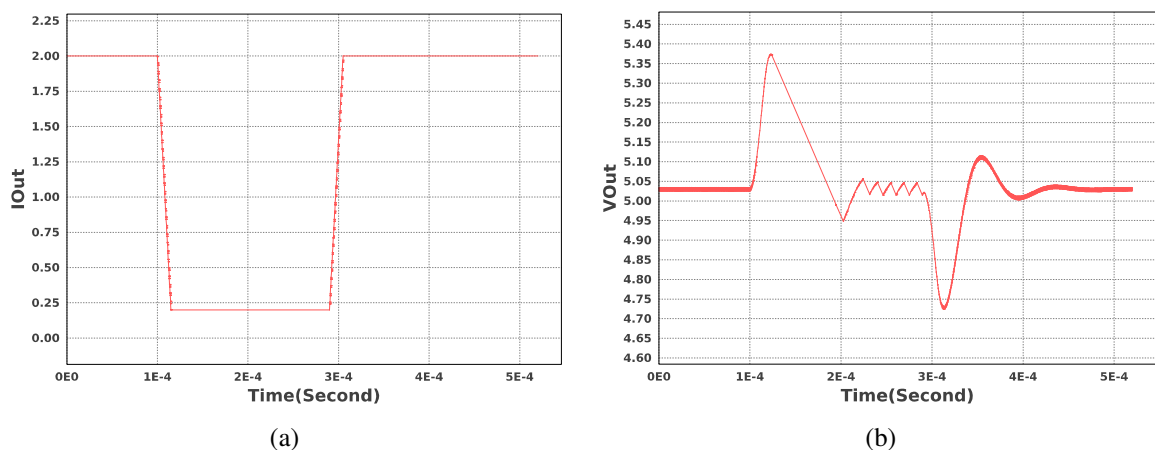


Fonte: Elaborado pelo autor

550 μ s. A tolerância da tensão de saída (V_{OUT}) em relação ao valor de referência é de 2,8%, com *ripple* de 13,17 mV. No entanto, ao analisar o gráfico, percebe-se que a saída está bem ajustada à tensão de 5 V.

A Figura 34 apresenta a reação do regulador quando aplicada uma variação repentina de carga de 2,5 Ω para 25 Ω . Essa é uma variação bem grande e o regulador conseguiu voltar a operação normal em aproximadamente 110 μ s com um pico de tensão de 355 mV acima do valor de referência, o que corresponde a 7% de variação. Por outro lado, quando a carga diminuiu de 25 Ω para 2,5 Ω , o regulador levou cerca de 150 μ s para voltar para o valor de referência. A queda de tensão durante este transiente de carga foi de apenas 275 mV, ou 5,5% a baixo do sinal de referência.

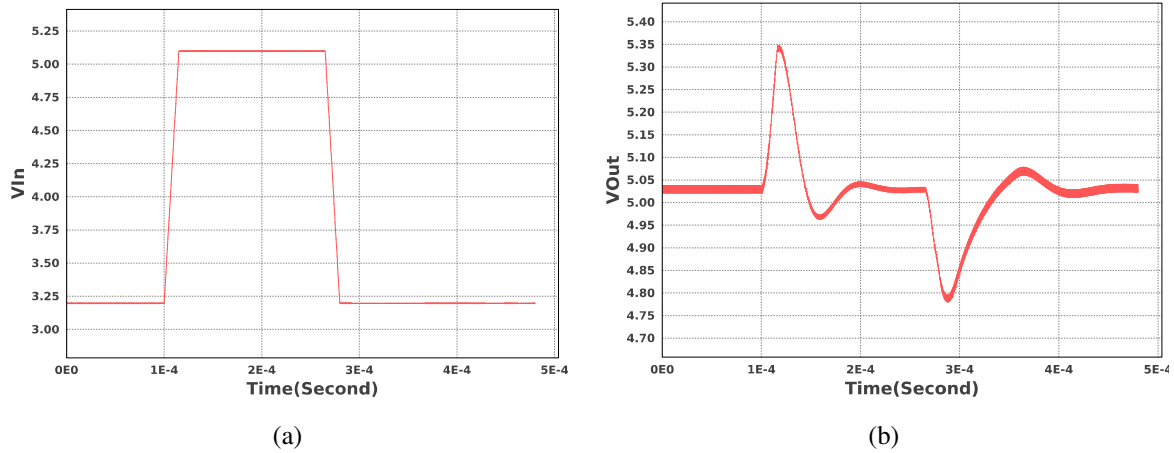
Figura 34 – Simulação de variação de carga do *buck-boost* 5 V: (a) corrente de saída, (b) tensão de saída



Fonte: Elaborado pelo autor

A análise da resposta do sistema a variação de tensão na entrada, ilustrado pela Figura 35, é semelhante à análise de transiente de carga. Neste caso, quando a tensão de entrada aumentou abruptamente de 3,2 V para 5,1 V a tensão de saída sofreu uma perturbação por um intervalo de

Figura 35 – Simulação de variação de tensão de entrada do *buck-boost* 5 V: (a) tensão de entrada, (b) tensão de saída

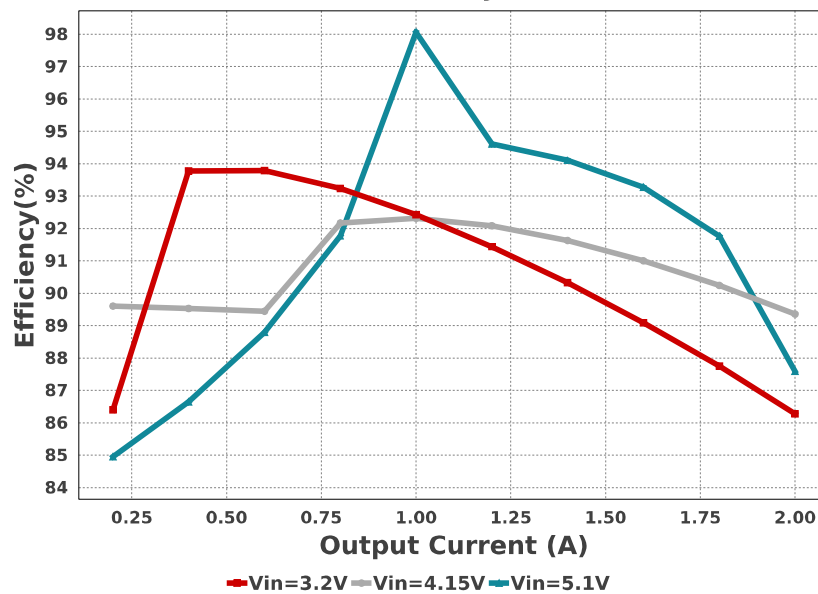


Fonte: Elaborado pelo autor

aproximadamente $120\mu\text{s}$ até se estabilizar. Durante essa transição, a tensão de saída atingiu um pico de 350 mV acima do valor de referência, equivalente a 7%. Por outro lado, quando a tensão de entrada caiu de 5,1 V para 3,2 V, a tensão de saída levou cerca de $160\mu\text{s}$ para se estabilizar, atingindo um pico negativo de 4,79 V.

As curvas de eficiência do conversor *buck-boost* de 5 V é apresentada na Figura 36 para diferentes tensões de entrada e correntes de saída. Levando em consideração os ciclos de trabalho das cargas, espera-se alcançar uma eficiência situada entre 85% e 96%.

Figura 36 – Eficiência do conversor DC-DC 5 V

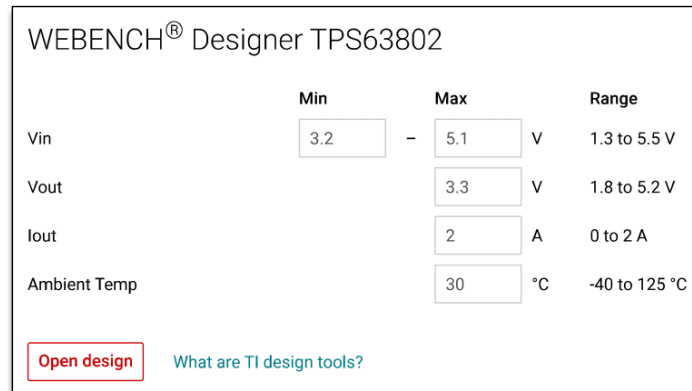


Fonte: Elaborado pelo autor

3.3.1.3 buck-boost 3,3 V

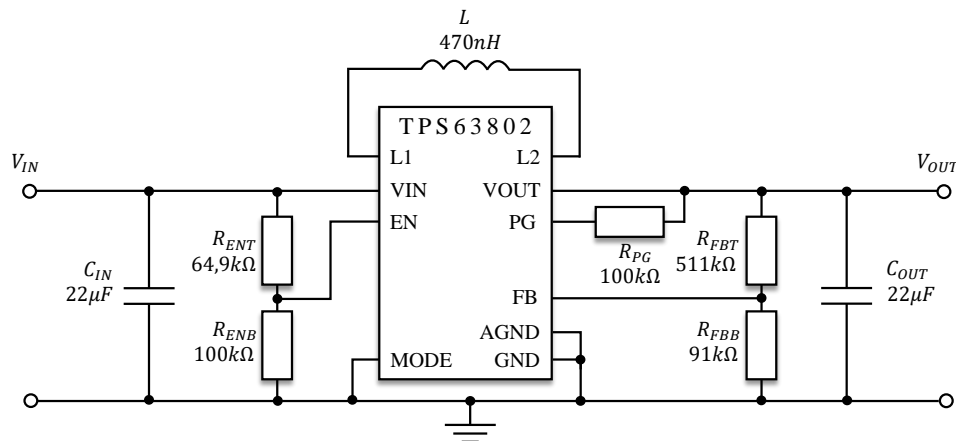
No projeto do conversor *buck-boost* de 3,3 V, foram adotados os parâmetros de entrada conforme ilustrado na Figura 37. As conexões e componentes do circuito estão ilustrados na Figura 38. As únicas diferenças em relação ao conversor de 5 V estão no resistor de *feedback* de tensão superior (R_{FBT}) e na redução de um capacitor de saída.

Figura 37 – Parâmetros de entrada e saída do conversor DC-DC 3,3 V



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 38 – Circuito do conversor *buck-boost* 3,3 V sugerido pelo WEBENCH



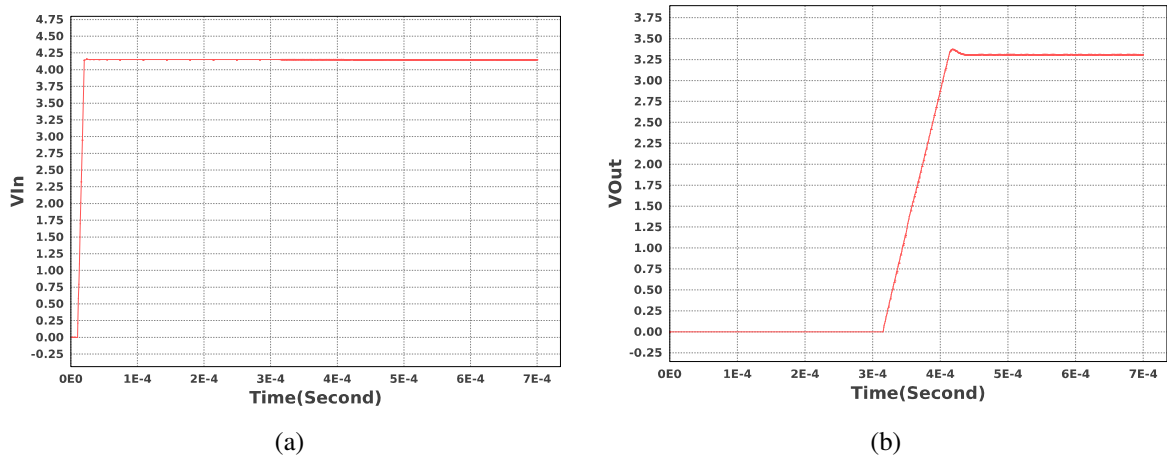
Fonte: Elaborado pelo autor

3.3.1.4 Simulações do conversor *buck-boost* 3,3 V

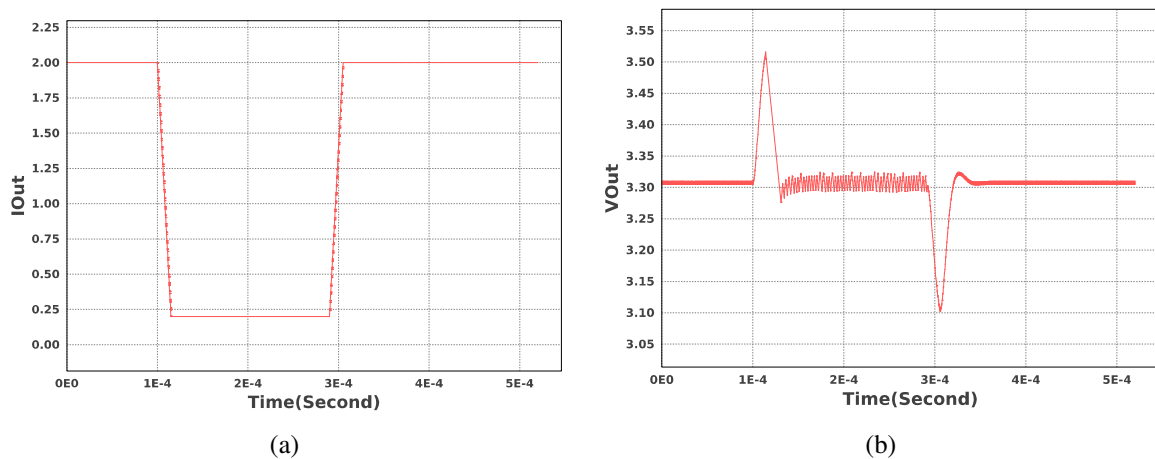
As respostas do circuito às condições de inicialização, variação de carga e variação na tensão de entrada estão apresentadas nas Figuras 39, 40 e 41, respectivamente.

A Figura 39b ilustra a resposta de inicialização do conversor quando a carga é de 1,65 Ω, ou seja, drena 2 A em regime permanente. O tempo de estabilização é da ordem de 430μs. A tolerância de V_{OUT} em relação ao valor de referência é de 2,73%, com *ripple* de 17,6 mV.

A Figura 40 apresenta a reação do regulador quando aplicada uma variação repentina de carga de 1,65 Ω para 16 Ω. Com essa variação considerável, o regulador voltou a operação

Figura 39 – Simulação de inicialização do *buck-boost* 3,3 V: (a) tensão de entrada, (b) tensão de saída

Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 40 – Simulação de variação de carga do *buck-boost* 3,3 V: (a) corrente de saída, (b) tensão de saída

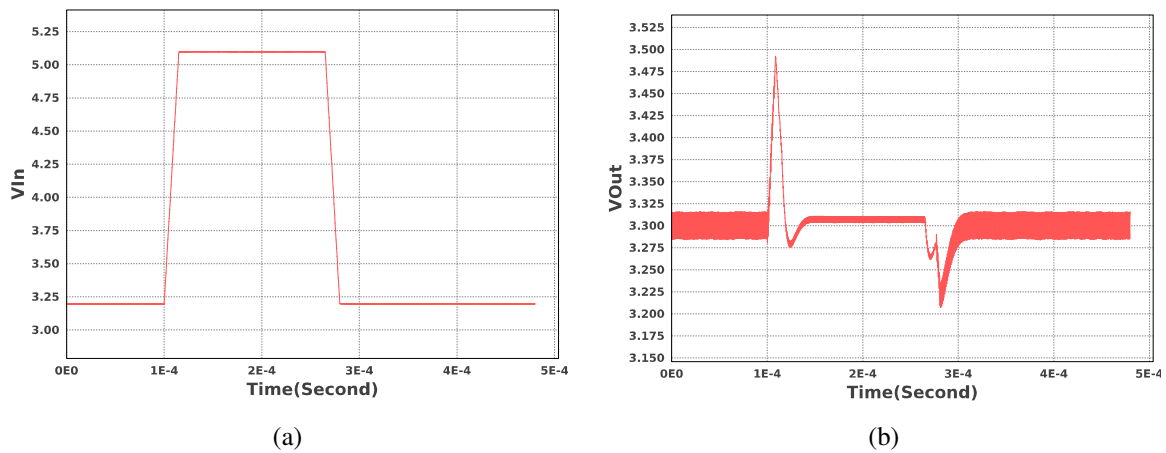
Fonte: Elaborado pelo autor

normal em aproximadamente $50 \mu\text{s}$ com um pico de tensão de 210 mV acima do valor de referência, o que corresponde a 6,36% de variação. Por outro lado, quando a carga sai de 16Ω para $1,65 \Omega$, o regulador levou cerca de $60 \mu\text{s}$ para voltar para o valor de referência. A queda de tensão durante este transiente de carga foi de apenas 200 mV, ou 6,1% a baixo do sinal de referência.

A análise da resposta do sistema a variação de tensão na entrada é ilustrada pela Figura 41. Quando a tensão de entrada aumentou abruptamente de 3,2 V para 5,1 V a tensão de saída sofreu uma perturbação por um intervalo de aproximadamente $50 \mu\text{s}$ até se estabilizar. Durante essa transição, a tensão de saída atingiu um pico de 190 mV acima do valor de referência, equivalente a 5,75%. Por outro lado, quando a tensão de entrada caiu de 5,1 V para 3,2 V, a tensão de saída levou cerca de $50 \mu\text{s}$ para se estabilizar, atingindo um pico negativo de 3,21 V.

As curvas de eficiência do conversor *buck-boost* de 3,3 V é ilustrada na Figura 42 para diferentes tensões de entrada e correntes de saída. Levando em consideração os ciclos de trabalho

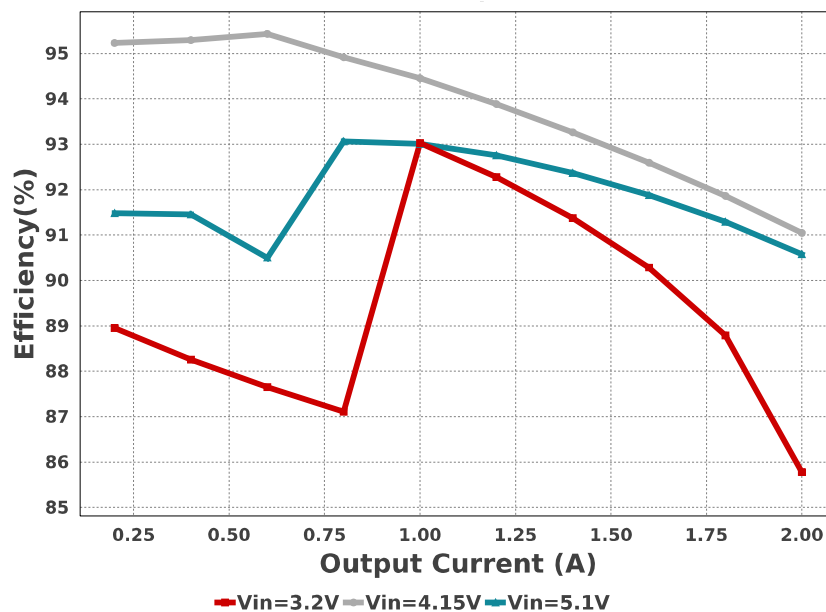
Figura 41 – Simulação de variação da tensão de entrada do *buck-boost* 5 V: (a) tensão de entrada, (b) tensão de saída



Fonte: Elaborado pelo autor

das cargas, espera-se alcançar uma eficiência situada entre 88% e 95,2%.

Figura 42 – Circuito do conversor *buck-boost* 3,3 V sugerido pelo WEBENCH



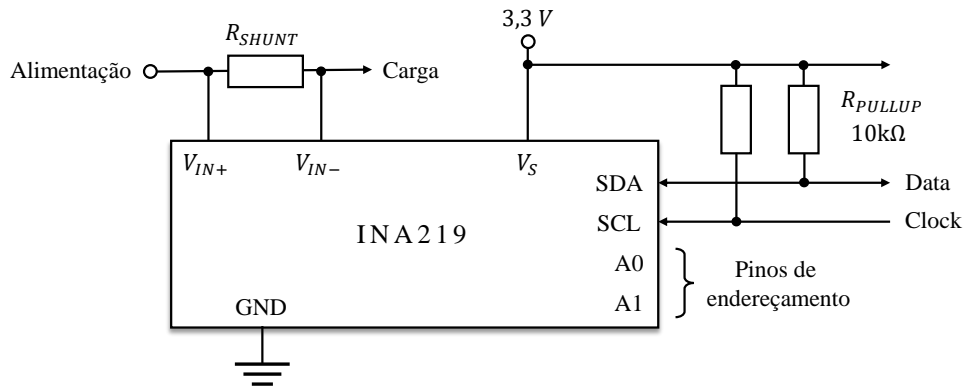
Fonte: Elaborado pelo autor

3.3.2 Monitoramento de energia

Monitores de tensão e corrente INA219 da Texas Instruments foram implementados na saída do conjunto de painéis solares e na entrada dos conversores *buck-boost*. O objetivo é medir tanto a produção quanto o consumo de energia ao longo das órbitas em torno da Terra. O esquemático simplificado de implementação do INA219 é ilustrado na Figura 43.

O INA219 é um amplificador digital de sensibilidade de corrente com uma interface compatível com I2C. Ele fornece leituras digitais de corrente, tensão e potência necessárias para

Figura 43 – Esquemático simplificado do CI INA219



Fonte: Elaborado pelo autor

tomadas de decisão em sistemas controlados de forma precisa (TEXAS INSTRUMENTS, 2015).

As duas entradas analógicas do INA219, V_{IN+} e V_{IN-} , conectam-se a um resistor *shunt* no barramento de interesse. O INA219 é normalmente alimentado por uma fonte separada de 3 a 5,5 V. A tensão do barramento sendo monitorado pode variar de 0 a 26 V. Este CI opera detectando uma pequena queda de tensão através do resistor *shunt* e retorna valores de tensão e corrente proporcionais à diferença detectada. Estas medições são enviadas para o microcontrolador do EPS via I2C, que, por sua vez, retransmitirá as informações para o OBC.

O INA219 funciona exclusivamente como um dispositivo escravo (*slave*) nos barramentos I2C. As conexões com o barramento são estabelecidas por meio das linhas de entrada/saída *open-drain* SDA e SCL. Os terminais A0 e A1 são utilizados para o endereçamento de cada *slave*. No Apêndice A, o endereço de cada *slave* é informado.

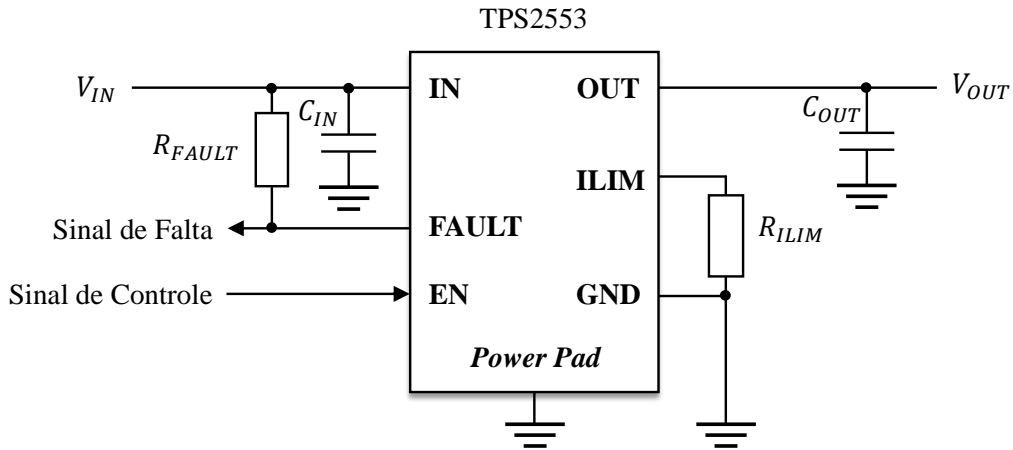
3.3.3 Chaves de distribuição

As chaves de distribuição foram implementadas no EPS para desempenhar duas funções principais: controlar a ativação/desativação das cargas e proteger o sistema contra condições de sobrecarga.

O circuito integrado TPS2553 da Texas Instruments foi escolhido devido à sua característica como uma chave de distribuição de energia com ajuste da corrente máxima e uma baixa resistência dreno-fonte ($r_{DS(ON)} = 80 \text{ m}\Omega$), capaz de proporcionar uma corrente contínua de carga de até 1,5 A. A Figura 44 apresenta um circuito típico de aplicação da chave.

O TPS2553 controla a operação de um MOSFET de canal N interno, sendo capaz de ajustar o limite de corrente entre 75 mA e 1,7 A através do resistor externo R_{ILIM} . A entrada EN recebe o nível lógico alto ou baixo do microcontrolador, ativando ou desativando o fluxo de energia através da chave. Capacitores cerâmicos de $0,1 \mu\text{F}$ na entrada e saída são utilizados para melhorar o desempenho do dispositivo. Adicionalmente, o TPS2553 possui funcionalidades de desligamento, incluindo proteção contra temperatura elevada e inversão de tensão.

Figura 44 – Esquemático típico do TPS2553



Fonte: Elaborado pelo autor

3.3.3.1 Programação do limite de corrente

O resistor R_{ILIM} pode ser escolhido para estabelecer um limite de corrente que ocorre: (i) acima de uma corrente mínima de carga ou (ii) abaixo de uma corrente máxima de carga. Optou-se por programar a corrente limite acima do valor nominal das cargas para garantir a inicialização em carga completa. Por conta da influência da temperatura, a corrente limite não é estabelecida em um valor fixo, mas sim em uma faixa de correntes onde o dispositivo pode atuar. Essa faixa pode ser encontrada através das equações a seguir:

$$I_{OSmax} \text{ (mA)} = \frac{22980 \text{ (V)}}{R_{ILIM}^{0,94} \text{ (k}\Omega\text{)}} \quad (3.19)$$

$$I_{OSnom} \text{ (mA)} = \frac{23950 \text{ (V)}}{R_{ILIM}^{0,977} \text{ (k}\Omega\text{)}} \quad (3.20)$$

$$I_{OSmin} \text{ (mA)} = \frac{25230 \text{ (V)}}{R_{ILIM}^{1,016} \text{ (k}\Omega\text{)}} \quad (3.21)$$

Em que I_{OSmin} , I_{OSnom} e I_{OSmax} representam a corrente mínima, nominal e máxima, respectivamente. A Tabela 6 apresenta a faixa de correntes limite para cada carga alimentada pelo EPS. A unidade de controle do EPS e o OBC são conectados diretamente na saída das fontes de alimentação, sem chaves no caminho.

3.3.4 Distribuição e controle de energia

O EPS é controlado por um Microcontrolador (MCU, do inglês *Microcontroller Unit*). O MCU é responsável por coletar os dados dos sensores de potência drenada nas linhas de 5 V e 3,3 V, além da potência gerada e estado de carga da bateria através de uma interface I²C. Já a coleta de temperatura é feita por meio da interface analógico-digital do MCU. Ele irá operar o sistema de distribuição de energia ligando ou desligando determinada carga e responderá a um

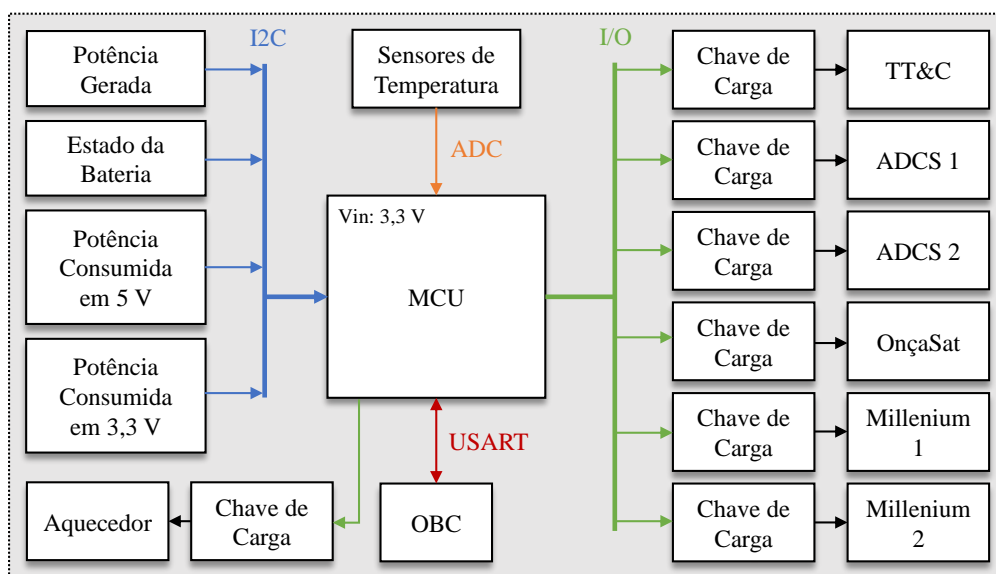
Tabela 6 – Ajuste de corrente das chaves de distribuição

Carga	Corrente (mA)	R_{ILIM} (k Ω)	I_{OSmin} (mA)	I_{OSnom} (mA)	I_{OSmax} (mA)
OnçaSat	300	56	422	469	522
Millenium 1	50	220	105	123	144
TRC	600	33	722	786	859
ADCS 1	0,12	220	105	123	144
ADCS 2	0,035	220	105	123	144
Millenium 2	100	120	194	222	255
Aquecedor	190	120	194	222	255

Fonte: Elaborado pelo autor

conjunto de comandos emitidos pelo Computador de Bordo. A Figura 45 apresenta o diagrama de blocos com a arquitetura de telemetria e comando implementada.

Figura 45 – Arquitetura de telemetria e comando



Fonte: Elaborado pelo autor

O MCU escolhido para o EPS é o ATMEGA328P em uma configuração de 8MHz e 3,3 V de tensão de alimentação. A razão para usar este MCU é que o ATMEGA328P possui todas as características de *hardware* necessárias para comunicação via protocolo USART com o OBC e pinos I/O suficientes para o controle e monitoramento do EPS.

4 PROJETO DAS PCBs

Com os requisitos de alto nível, escolha dos componentes a serem utilizados no sistema e conceito de operação definidos, iniciou-se o processo de design do protótipo. Foram considerados dois *softwares* de prototipação de placas de circuito impresso no início da idealização do projeto, sendo eles o KiCad e o Proteus ARES. No entanto, devido à facilidade de utilização e praticidade, o ambiente de desenvolvimento escolhido foi o EasyEDA.

O EasyEDA é uma plataforma on-line que oferece uma interface simplificada para criação e edição de diagramas esquemáticos, *layouts* de placas de circuito impresso e, opcionalmente, a fabricação das placas em um nível profissional. Uma grande vantagem desta plataforma é sua vasta biblioteca on-line de componentes e *datasheets* dos mais diversos fabricantes existentes no mercado. Outro grande diferencial do EasyEDA é que todos os projetos são salvos em uma nuvem, tornando o acesso ao projeto fácil em outros dispositivos (LOPES, 2021).

Ao longo do desenvolvimento do EPS, diversos desafios relacionados ao espaço ocupado pelas baterias e pelo restante do sistema foram surgindo. Para contornar essas questões, a solução encontrada foi a fabricação de duas PCBs. Suas características gerais são descritas a seguir:

- A) **Módulo Principal:** abriga os circuitos responsáveis pela aquisição, processamento e distribuição de energia, além de incluir o microcontrolador destinado ao controle do EPS e à comunicação com o OBC.
- B) **Placa da Bateria:** abriga as baterias, bem como o circuito de proteção das células Li-ion, um aquecedor e dois sensores de temperatura.

Os diagramas elétricos completos tanto do Módulo Principal quanto da Placa da Bateria estão disponíveis nos Apêndices A e B, respectivamente.

4.1 Regras de Design

De modo geral, as regras de design são diretrizes que os desenvolvedores de PCBs seguem para criar placas que atendam a requisitos específicos de funcionalidade, confiabilidade e desempenho. A seguir estão listadas as regras gerais de design implementadas:

- A. **Esquemático claro:** buscou-se criar um esquemático claro e organizado que representasse com precisão a funcionalidade de cada circuito.
- B. **Layout eficiente:** para minimizar as chances de interferências eletromagnéticas, a disposição dos componentes nas placas foram feitas de acordo com orientações presentes nos *datasheets* dos CIs.

C. Plano de aterramento: dado que ambas as placas são compostas apenas por duas camadas, não foi viável empregar uma camada completa exclusivamente como plano de terra. No entanto, esforçou-se para minimizar a quantidade de trilhas na camada inferior, visando estabelecer um plano de terra o mais contínuo possível.

Além das regras gerais, a espessura das trilhas em cada placa foi planejada de acordo com a corrente máxima que elas devem suportar. A Tabela 7 apresenta as dimensões mínimas das trilhas e vias. Para as trilhas de controle, que possuem sinais de baixa corrente, a largura adotada foi de 0,25 mm para a Placa da Bateria e 0,2 mm para o Módulo Principal. Já as trilhas de potência, que precisam suportar correntes maiores, possuem larguras entre 0,8 mm e 1,5 mm. Além disso, foi definido um espaçamento mínimo de 0,2 mm entre uma trilha e outra.

Tabela 7 – Regras de design das trilhas e vias

Placa	Regra	Largura das Trilhas (min)	Espaçamento (min)	Diâmetro das Vias (min)	Furo das Vias (min)
Principal	Controle	0,2 mm	0,2 mm	0,5 mm	0,3 mm
	Potência	1 mm	0,2 mm	0,5 mm	0,3 mm
Bateria	Controle	0,25 mm	0,2 mm	1,0 mm	0,7 mm
	Potência	1,5 mm	0,2 mm	1,0 mm	0,7 mm

Fonte: Elaborado pelo autor

Utilizou-se o *software* PCB Toolkit para estimar a capacidade de corrente, dissipação de potência e resistência das trilhas e vias de ambas as PCBs com base na norma IPC-2152. Na Tabela 8 estão dispostos os resultados obtidos através da ferramenta. Durante as análises, foram consideradas PCBs com 1,6 mm de espessura, trilhas de cobre com espessura de 1 oz (0,0347 mm), temperatura ambiente de 30°C e material FR-4 como substrato.

Tabela 8 – Características das trilhas e vias de acordo com a norma IPC-2152

Fator	Trilhas de Controle		Trilhas de Potência		Vias	
	Módulo Principal	Placa da Bateria	Módulo Principal	Placa da Bateria	Módulo Principal	Placa da Bateria
Capacidade de Condução	1,2 A	1,44 A	3,7 A	4,81 A	1,97 A	3,5 A
Resistência da Trilha	180 mΩ	87 mΩ	37,9 mΩ	18,6 mΩ	1,57 mΩ	0,6 mΩ
Queda de Tensão	216 mV	127 mV	142 mV	90 mV	-	-
Dissipação de Potência	260 mW	182 mW	533 mW	431 mW	6,16 mW	7,2 mW
Comprimento Máximo	75 mm	51 mm	114 mm	86 mm	1,57 mm	1,57 mm

Fonte: Elaborado pelo autor

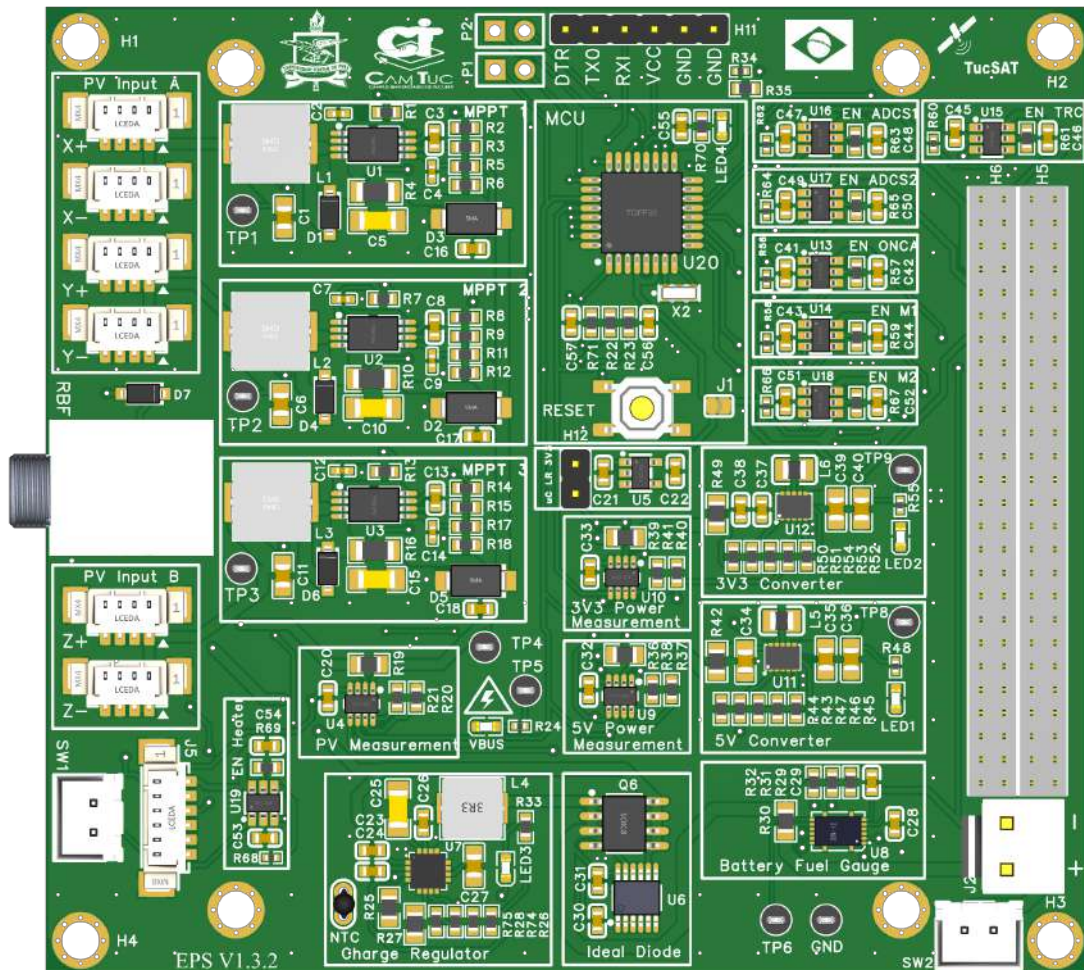
Segundo as análises realizadas, as trilhas são capazes de suportar a corrente máxima durante a operação normal das PCBs.

4.2 Hardware

Como mencionado anteriormente, o sistema proposto consiste em duas PCBs de duas camadas cada, com uma espessura de 1,6 mm e dielétrico FR-4. As PCBs não requerem controle de impedância. As trilhas de cobre possuem uma espessura de 1 oz. As Figuras 46, 47 e 48 exibem representações tridimensionais das vistas superior, inferior e lateral do Módulo Principal do EPS, respectivamente, detalhando a organização do *hardware* da PCB.

As duas PCBs têm a montagem dos componentes na parte superior, à exceção do conector de carregamento externo da bateria, que foi estrategicamente alocado no centro da PCB do Módulo Principal para garantir acessibilidade mesmo após a montagem das placas solares. Dado que o RBF já ocupava a parte superior, o conector de carregamento foi posicionado na parte inferior.

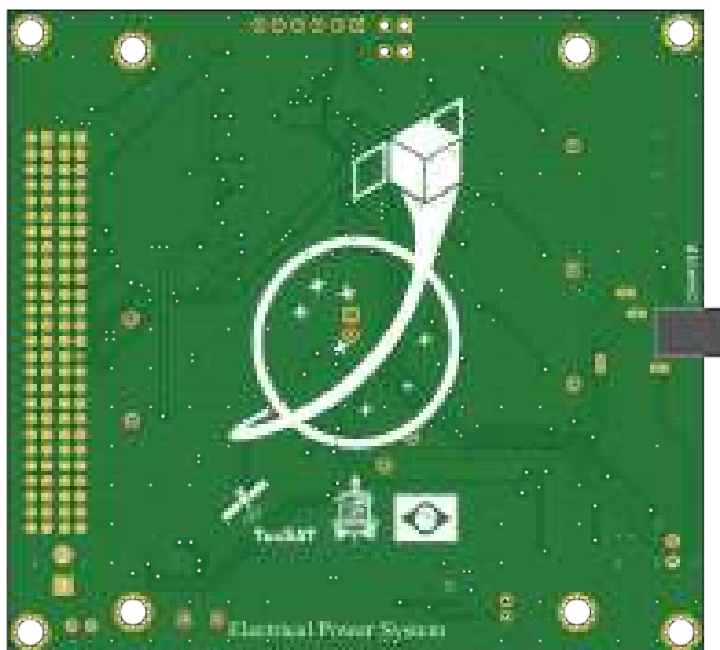
Figura 46 – Vista superior do Módulo Principal



Fonte: Elaborado pelo autor

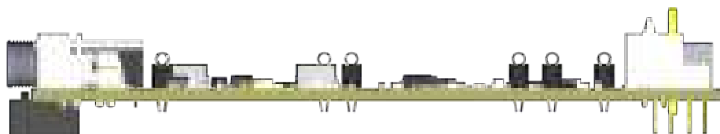
As Figuras 49, 50 e 51 exibem representações tridimensionais das vistas superior, inferior e lateral da Placa da Bateria, respectivamente.

Figura 47 – Vista inferior do Módulo Principal



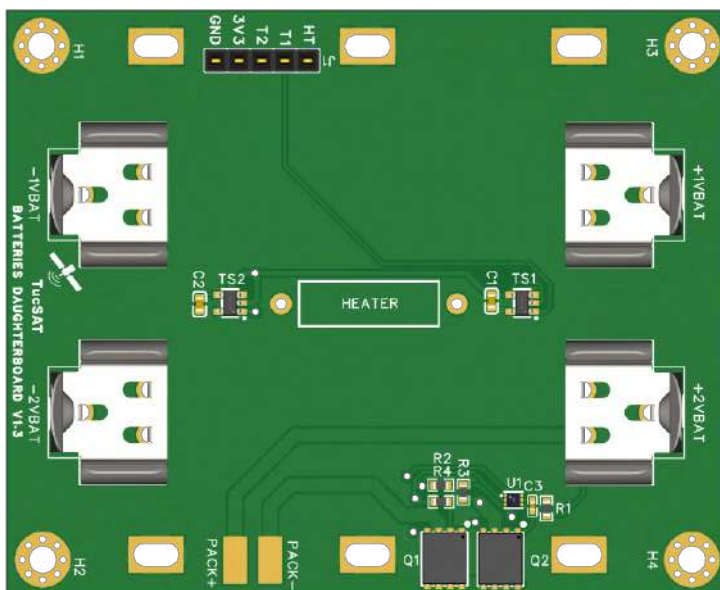
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 48 – Vista lateral do Módulo Principal



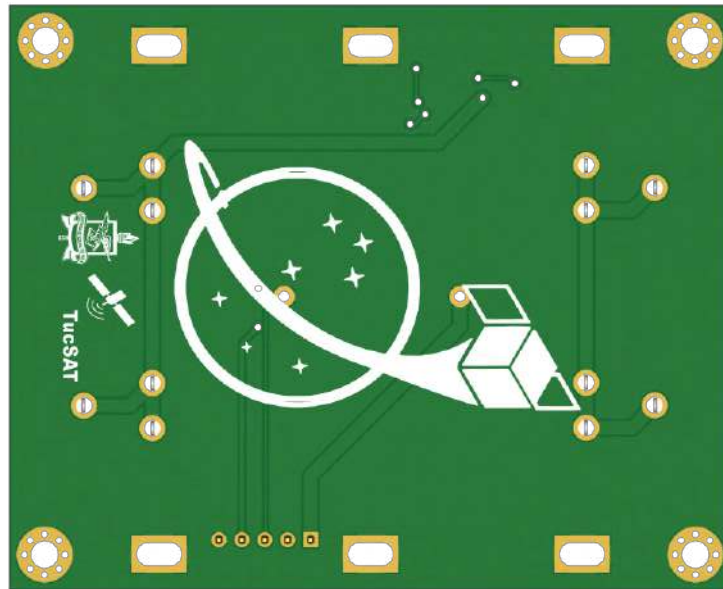
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 49 – Vista superior da Placa da Bateria



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 50 – Vista inferior da Placa da Bateria



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 51 – Vista inferior da Placa da Bateria



Fonte: Elaborado pelo autor

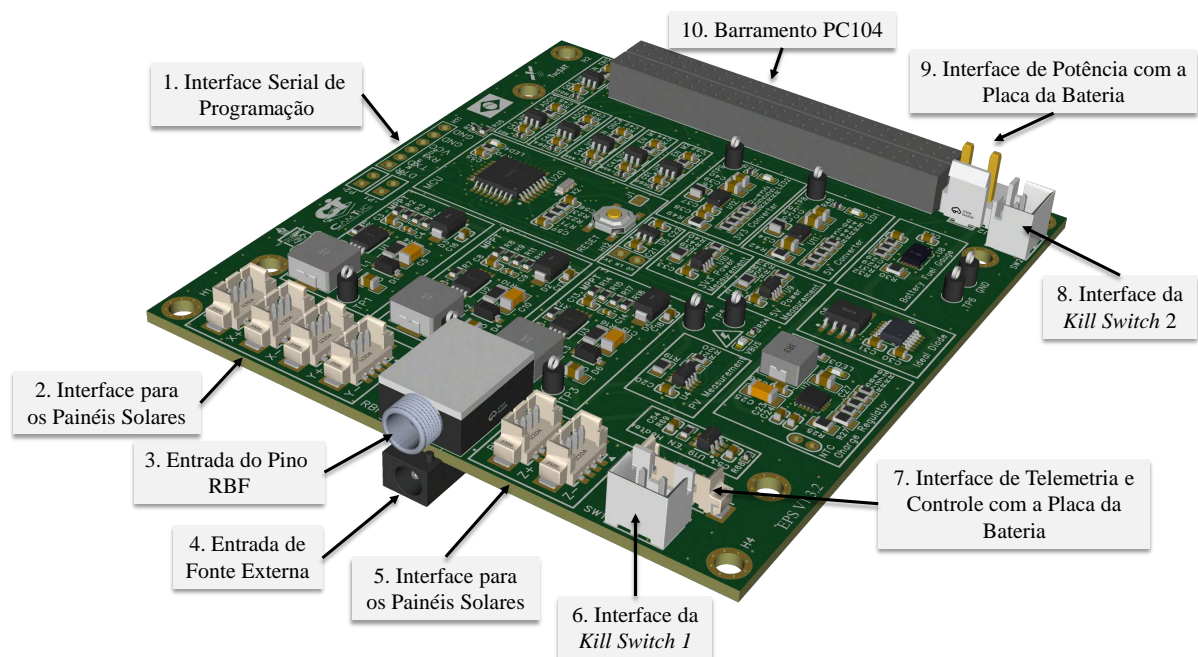
4.3 Interfaces

Conforme apresentado na Figura 52, o Módulo Principal do EPS possui diversas interfaces e entradas para conexão dos painéis solares, chaves de segurança, programação do microcontrolador do EPS, etc. A seguir, as interfaces e conexões são detalhadas:

1. **Interface serial de programação:** foi implementada para permitir o carregamento de programas e a comunicação entre um computador e o ATmega328P.
2. **Interface para os painéis solares:** entrada de potência dos painéis solares das faces X+, X-, Y+ e Y-. Utiliza conectores específicos para encaixe com os painéis solares Spacemanic.
3. **Entrada do pino RBF:** implementado para o pino de segurança RBF. Utiliza o conector de áudio 35RAPC4BH3 como chave.
4. **Entrada de fonte externa:** implementado para carregamento da bateria através de fontes externas por meio de um conector DC003-1.3.

5. **Interface para os painéis solares:** entrada de potência dos painéis solares das faces Z+ e Z-. Utiliza conectores específicos para encaixe com os painéis solares Spacemanic.
6. **Interface da Kill Switch 1:** utilizado para conexão da chave mecânica externa responsável por desligar todo o sistema elétrico durante o lançamento do *CubeSat*.
7. **Interface de telemetria e controle com a placa da bateria:** esta interface é responsável por alimentar os sensores de temperatura pelos pinos 3V3 e GND, enviar para o microcontrolador do EPS os dados análogos de temperatura pelos pinos T1 (sensor de temperatura 1) e T2 (sensor de temperatura 2) e habilitar o aquecedor pelo pino HT.
8. **Interface da Kill Switch 2:** utilizado para conexão da chave mecânica externa responsável por desligar todo o sistema elétrico durante o lançamento do *CubeSat*.
9. **Interface de potência com a placa da bateria:** a interface de potência é responsável por manter um canal de carga e descarga da bateria com o Módulo Principal pelos terminais PACK+ e PACK-.
10. **Barramento PC104:** o barramento PC104 fornece uma interface padronizada que possibilita o empilhamento vertical de outras PCBs do *CubeSat*. Através desse barramento, o fornecimento de energia e a comunicação entre os sistemas são estabelecidos.

Figura 52 – Interfaces do Módulo Principal

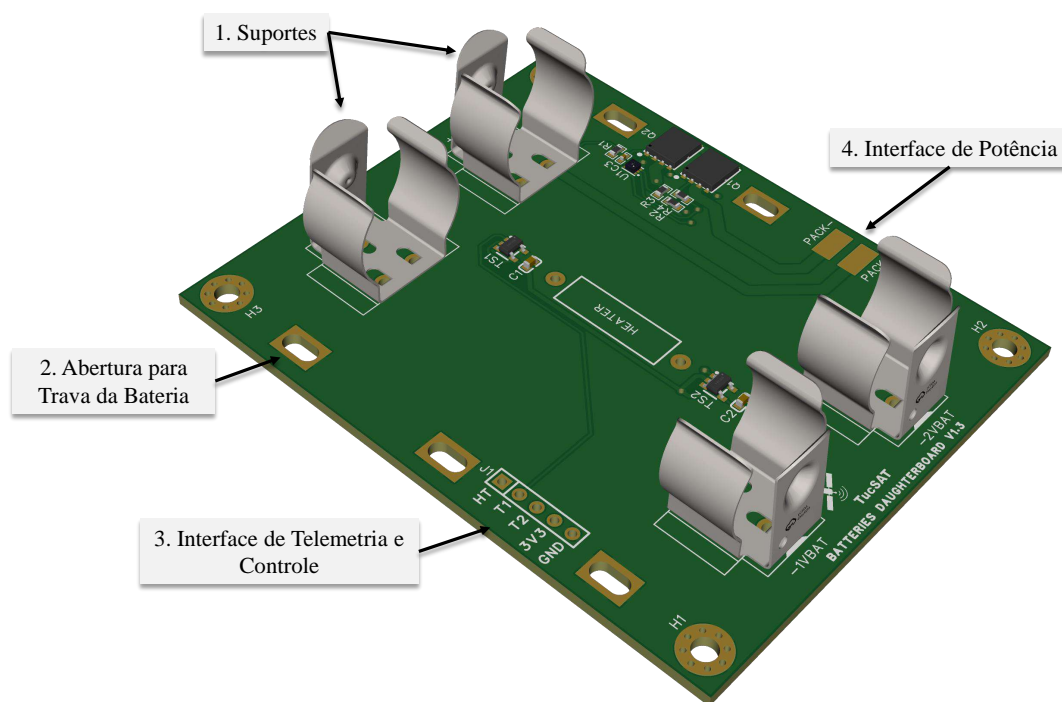


Fonte: Elaborado pelo autor

Na Figura 53, as interfaces da Placa da Bateria do EPS são ilustradas. A seguir, as interfaces e conexões são detalhadas:

1. **Suportes:** são empregados como invólucro para as células Li-ion 18650. O posicionamento das células deve ser realizado de acordo com a polaridade. +VBAT indica o terminal positivo, enquanto -VBAT indica o terminal negativo.
2. **Abertura para trava da bateria:** as aberturas podem ser utilizadas para a passagem de abraçadeiras nas baterias.
3. **Interface de telemetria e controle:** esta interface recebe alimentação para os sensores de temperatura e para o resistor de aquecimento. Através dela, os dados analógicos de temperatura são transmitidos para o Módulo Principal.
4. **Interface de potência:** Através dessa interface, a bateria poderá fornecer energia ao Módulo Principal.

Figura 53 – Interfaces da Placa da Bateria



Fonte: Elaborado pelo autor

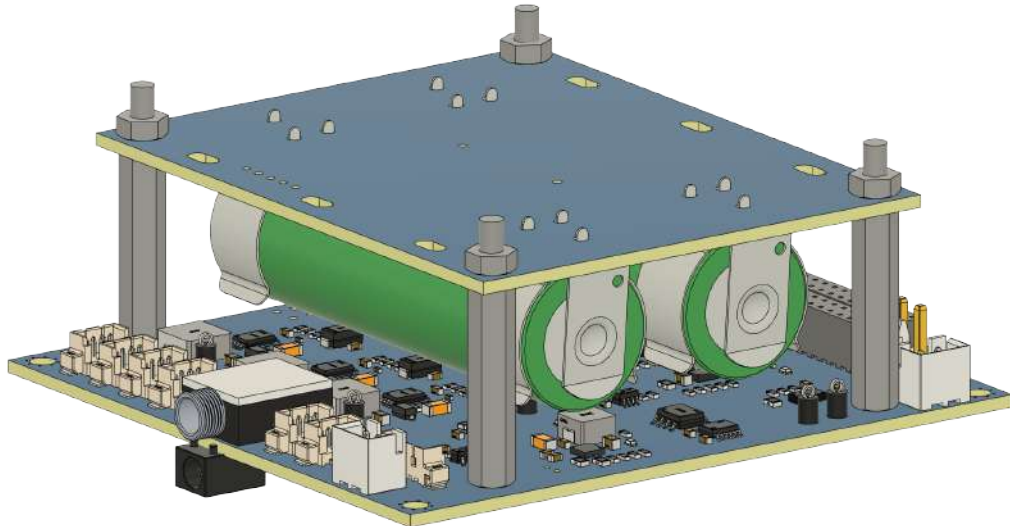
4.4 Montagem

Para gerar representações tridimensionais da montagem do EPS, os arquivos '.step' das PCBs foram exportados do EasyEDA. Posteriormente, o *software* Fusion 360 foi utilizado para unir as PCBs.

A Figura 54 apresenta uma ilustração tridimensional da integração mecânica entre as duas PCBs do EPS. A conexão mecânica deve ser realizada por meio de espaçadores hexagonais M3. A decisão de posicionar a Placa da Bateria para baixo foi tomada para facilitar a integração

entre o EPS e o restante do *CubeSat*. Apesar disso, a orientação da Placa da Bateria pode ser invertida sem prejuízos para o sistema.

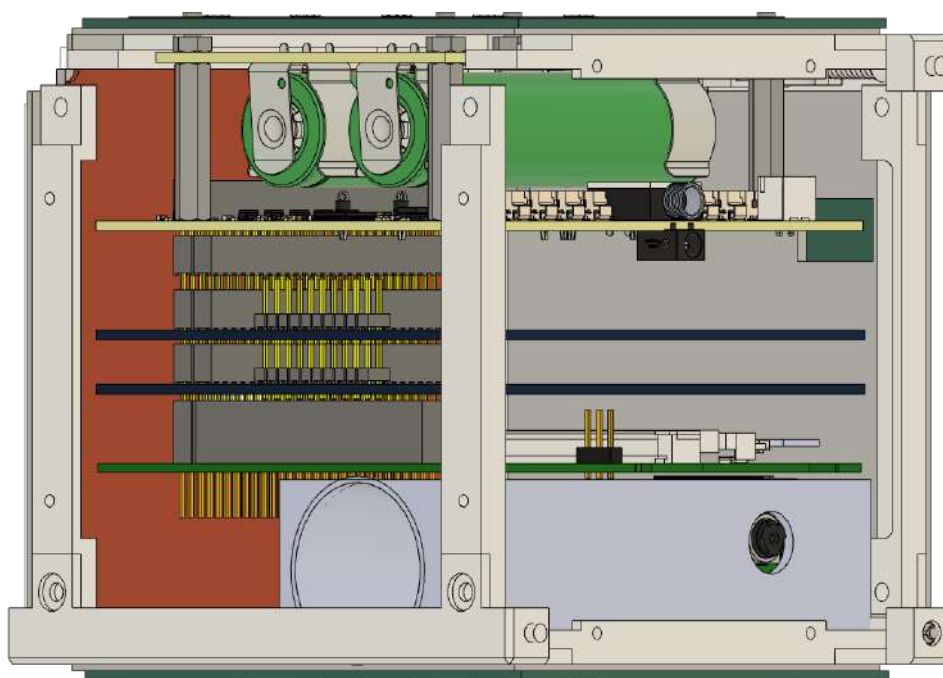
Figura 54 – Representação tridimensional da montagem mecânica do EPS



Fonte: Elaborado pelo autor

A Figura 55 exibe o EPS no interior do *CubeSat*. Essa montagem refere-se à segunda tentativa de integração do *CubeSat* e não reflete o seu modelo final devido aos desafios de integração e encaixe identificados pela equipe responsável pelo projeto estrutural. É importante ressaltar que, até a data de publicação deste trabalho, a maior parte dos problemas de integração do EPS com a estrutura já havia sido corrigida.

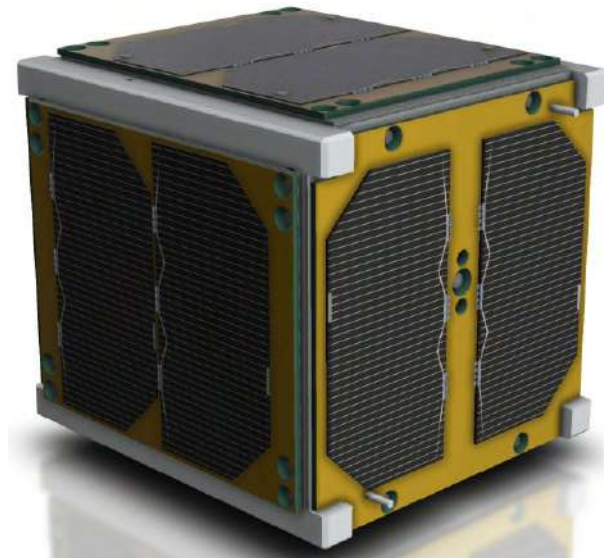
Figura 55 – Representação tridimensional do EPS no interior do *CubeSat*



Fonte: Elaborado pelo autor

Uma representação final do *CubeSat* montado é apresentada na Figura 56. Nessa ilustração, as antenas, os furos necessários para as lentes da *payload* OnçaSat, o terminal de carregamento, o pino RBF e outros conectores ainda não estão presentes. Além disso, é possível notar duas protuberâncias saindo do painel solar; essas hastes originam-se das *microswitches* fixadas na estrutura e devem ser ajustadas em um próximo trabalho de integração.

Figura 56 – Vista tridimensional da versão mais recente da montagem final do *CubeSat* ST-OBSAT-01



Fonte: Elaborado pelo autor

4.5 Manufatura

Para produzir as placas, foram realizados dois orçamentos de fabricação e montagem de PCBs na JLCPCB. A Tabela 9 apresenta os custos que levaram ao valor final de produção das PCBs. Alguns componentes essenciais, como o CI SPV1040 e o conector (35RAPC4BH3) do pino RBF, não estavam disponíveis no estoque da JLCPCB. Neste caso, o CI SPV1040 foi comprado de um fornecedor externo e enviado para a fábrica de montagem da JLCPCB. A compra de componentes externos é uma opção oferecida no próprio *site* da JLCPCB. Por outro lado, o conector do pino RBF foi adquirido no Aliexpress e montado localmente.

As listas completas de componentes do Módulo Principal e da Placa da Bateria estão disponíveis nos Apêndices A e B, respectivamente. Um ponto a ser destacado nessas listas é que na JLCPCB, alguns componentes são classificados como *extended parts*. Esses componentes exigem ajustes nas máquinas de posicionamento durante a montagem. Por essa razão, a empresa cobra um adicional de U\$3,00 por cada componente *extended part*, conforme indicado na coluna *JLCPCB Part Class*.

Para minimizar o uso de componentes da categoria *extended part* no módulo principal, a última versão da placa (V1.3.2) substituiu uma série de resistores, capacitores e LEDs por

equivalentes da categoria *basic part*, que não têm custo adicional de montagem. Essa atualização resultou em uma redução de mais de R\$ 420,00 no custo total de montagem da PCB.

Cabe ressaltar que foram consultadas outras empresas de fabricação e montagem de PCBs. No entanto, dentre todas, a JLCPCB foi a que apresentou o menor valor de produção. O ponto negativo associado à produção de uma PCB, como a do módulo principal do EPS, é o alto valor de impostos de importação, que pode ultrapassar 100% do valor da PCB, somado ao custo do frete.

Tabela 9 – Custo de fabricação e montagem das PCBs

Placa da Bateria	
Item	Preço
Fabricação de 5 PCBs	R\$ 9,86
Montagem de 2 PCBs	R\$ 110,46
Componentes JLCPCB	R\$ 54,05
Frete	R\$ 70,77
Cupom de desconto	R\$ -44,38
Total	R\$ 200,76
Módulo Principal	
Item	Preço
Fabricação de 5 PCBs	R\$ 9,86
Montagem de 2 PCBs	R\$ 383,51
Componentes JLCPCB	R\$ 219,60
Componentes externos	R\$ 135,52
Frete	R\$ 164,36
Cupom de desconto	R\$ -49,31
Subtotal (sem impostos)	R\$ 863,54
Taxa de importação	R\$ 1.014,88
Total	R\$ 1.878,42
Valor Final	R\$ 2.079,18

Fonte: Elaborado pelo autor

5 RESULTADOS

Para realização dos testes, adotou-se um fluxo de trabalho padrão criado pela equipe SpaceLab da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) para testar seus módulos EPS de *CubeSats*; esses procedimentos são referenciados na documentação do FloripaSat-2¹. O Quadro 4 resume o roteiro de execução de cada um dos tipos de teste, subtestes e código de identificação. O Teste de Módulo pode ser considerado uma extensão do Teste Funcional. Apesar disso, esse teste não foi realizado devido ao problema de não comunicação serial do ATMEGA328P.

Alguns subtestes podem ser considerados como não aplicáveis ao módulo; a ordem em que são realizados não precisa seguir a numeração, e outros têm títulos genéricos que não exigem muita explicação para serem realizados (SPACELAB, 2023). A descrição de cada tipo de teste é apresentada no Apêndice E, e os resultados desses testes são apresentados a seguir.

5.1 Inspeção Visual

5.1.1 Objetivos da inspeção

Inspeção visual das PCBs em busca de possíveis defeitos de fabricação e montagem. Os procedimentos são descritos na Tabela 10. Não foram utilizados materiais para esse teste.

5.1.2 Resultados

As vistas superiores e inferiores do Módulo Principal são apresentadas nas Figuras 57 e 58, respectivamente. Foi observado que alguns componentes não estavam soldados, conforme selecionado durante a realização do pedido da PCB. Na parte superior, o RBF, SW1, SW2, J2, P1, P2, H5, H6, H11, H12 não foram soldados. Na parte inferior, apenas o conector CHARGER não foi soldado. Já a visão superior e inferior da Placa da Bateria é apresentada nas Figuras 59 (a) e 59 (b), respectivamente. Nesta PCB, apenas o resistor de aquecimento (HEATER) não veio soldado. O tipo IPC² geral de qualidade deste módulo de engenharia é Classe 2.

5.1.3 Conclusão da inspeção

Nenhum problema significativo foi identificado neste teste.

5.2 Inspeção Mecânica

5.2.1 Objetivos da inspeção

Avaliar se a placa possui as dimensões corretas e as especificações mecânicas adequadas à integração. Os procedimentos de inspeção são descritos na Tabela 11. Foram utilizados os

¹ Repositório no GitHub disponível em: <<https://github.com/spacelab-ufsc/floripasat2-doc>>

² IPC é uma associação comercial cujo objetivo é padronizar os requisitos de montagem e produção de equipamentos eletrônicos e conjuntos.

Quadro 4 – Roteiro de testes

Tipo de Teste	Subtestes	ID
A. Inspeção Visual	1. Avaliação da qualidade da embalagem	TA1
	2. Qualidade da fabricação e montagem das PCBs	TA2
	3. Comparação do modelo 3D	TA3
	4. Marcador de camadas	TA4
	5. Etiquetas (comparação com os esquemáticos)	TA5
	6. Fotos de alta resolução para documentação	TA6
B. Inspeção Mecânica	1. Dimensões da placa e posicionamento dos furos de montagem	TB1
	2. Medição do peso da placa	TB2
C. Inspeção de Integração	1. Verificar o pinout dos conectores em relação à documentação	TC1
	2. Verificar o posicionamento dos conectores	TC2
D. Inspeção Elétrica	1. Curtos-circuitos de solda	TD1
	2. Componentes ausentes	TD2
	3. Pinos levantados	TD3
	4. Soldagem inadequada	TD4
	5. Troca de componentes	TD5
	6. Número da peça dos componentes	TD6
E. Teste Elétrico	1. Teste de continuidade	TE1
	2. Procedimentos de inicialização	TE2
	3. Medição média de consumo de energia de entrada	TE3
	4. Medição média da fonte de energia de saída	TE4
	5. Temperatura das trilhas de energia	TE5
	6. Integridade de sinal simples	TE6
F. Teste Funcional	1. Execução de código de teste simples	TF1
	2. Execução do código do sistema	TF2
	3. Verificação dos <i>flags</i> de autoteste do hardware do sistema	TF3
	4. Comportamento dos LEDs de monitoramento	TF4
	5. Registros de <i>log</i> da porta serial de depuração	TF5
G. Teste de Módulo	1. Revisar o comportamento operacional	TG1
	2. Revisar o cumprimento de características e requisitos	TG2
	3. Revisar a configuração e protocolo das barras de comunicação	TG3
	4. Revisar pacotes de dados, barras de energia e sinais de controle	TG4
	5. Revisar casos extremos e avaliar danos	TG5
	6. Executar testes remotos automatizados de código	TG6
	7. Executar códigos de teste do sistema na placa	TG7
	8. Executar a última versão do código e revisar o comportamento	TG8

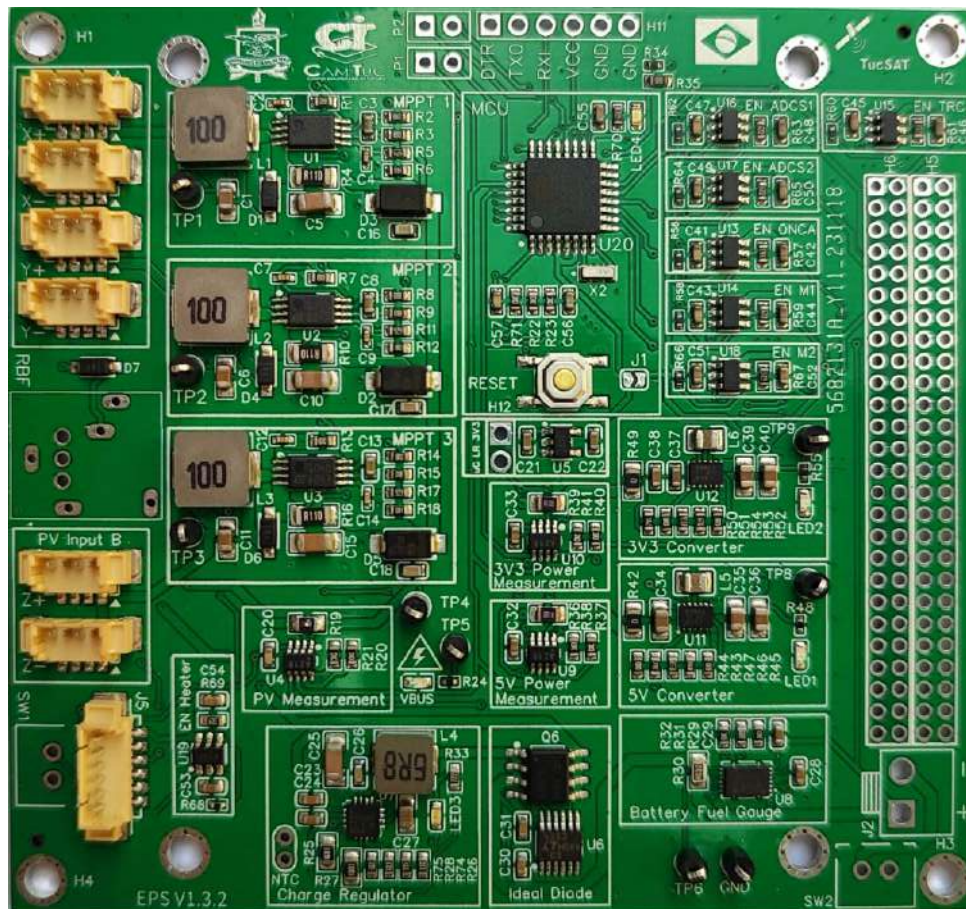
Fonte: Adaptado de (SPACELAB, 2023)

seguintes materiais: balança eletrônica e paquímetro.

5.2.2 Resultados

As PCBs apresentaram as dimensões e localização dos furos corretas. O módulo possui 59,5g, conforme apresentado na Figura 61.

Figura 57 – Vista superior do Módulo Principal V1.3.2



Fonte: Elaborado pelo autor

5.2.3 Conclusão da inspeção

Nenhuma inconsistência dimensional significativa foi identificada neste teste.

5.3 Inspeção de Integração

5.3.1 Objetivos da inspeção

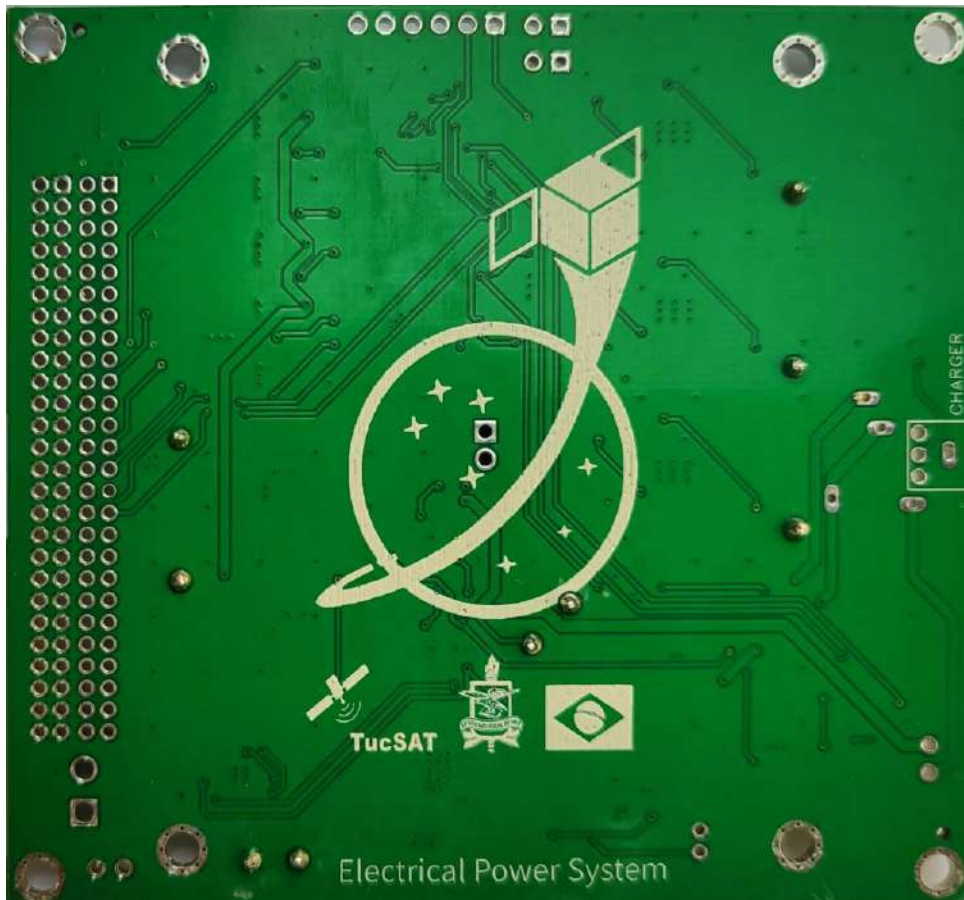
Avaliar a conformidade da integração de partes e componentes do EPS antes de realizar a montagem total do módulo no *CubeSat*. Os procedimentos de inspeção são descritos na Tabela 12. Não foram utilizados materiais para esse teste.

5.3.2 Resultados

A inspeção avaliou os rótulos de pinagem, a posição e a fixação dos conectores, bem como o cabeamento. Durante este processo, foram identificados pontos de atenção e possíveis melhorias futuras, os quais são descritos a seguir:

- A) Conector do pino RBF: ao tentar soldar o conector RBF constatou-se que os seus terminais eram maiores que os furos designados para o seu encaixe na PCB. Dessa forma, foi preciso

Figura 58 – Vista inferior do Módulo Principal V1.3.2



Fonte: Elaborado pelo autor

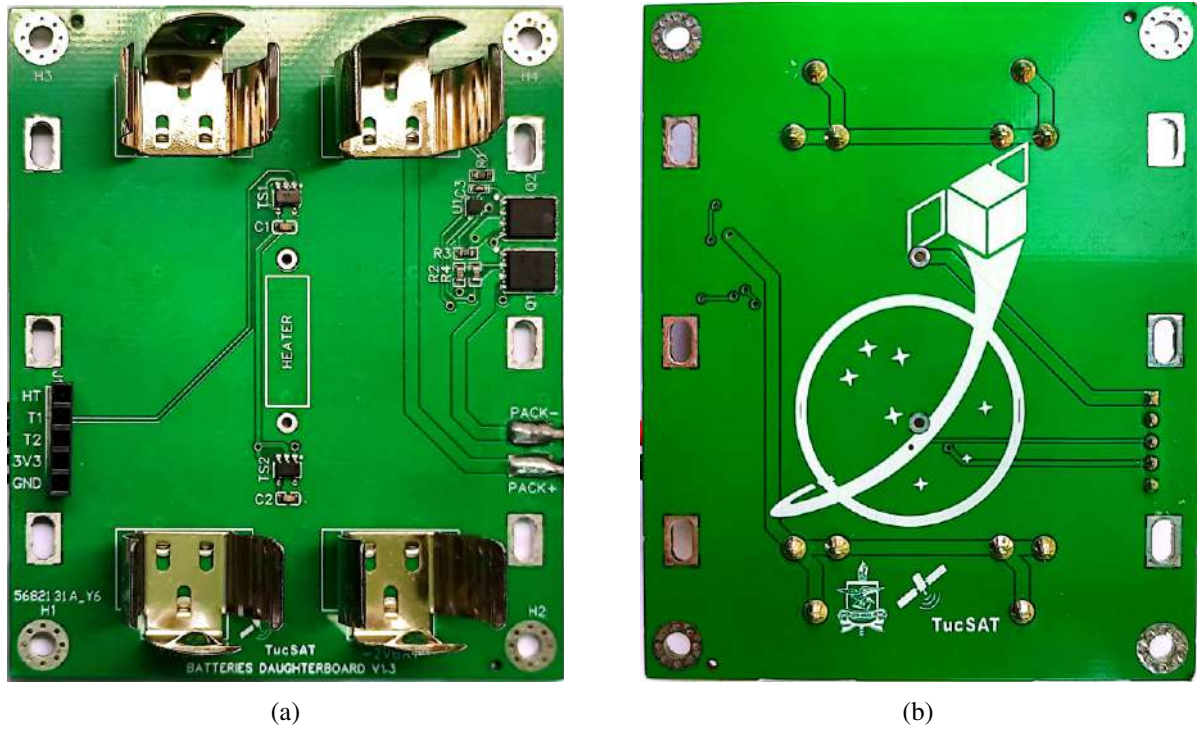
lixar os cinco terminais do conector para que pudesse ser minimamente encaixado. A Figura 62 apresenta o resultado da fixação do conector após esse processo. Portanto, fica sugerida uma correção na dimensão atual dos furos que é de 0,75mm para 1,3mm de largura dos cinco furos, conforme ilustrado na Figura 63; e

- B) Cabos na Placa da Bateria: os cabos de potência soldados na Placa da Bateria, apresentaram cores invertidas, ou seja, o preto sendo o positivo e o vermelho negativo. Essa inversão na cor padrão ocorreu devido ao aproveitamento de um cabo de duas vias já existente, mas que era originalmente utilizado em outro equipamento eletrônico. Os cabos de telemetria e controle foram soldados na parte inferior da Placa da Bateria apenas para fins de teste; uma atualização futura deve substituir a barra de pinos 1x5 por um conector compatível com o utilizado no Módulo Principal.

5.3.3 Conclusão da inspeção

Não foram encontrados problemas que inviabilizem o funcionamento do módulo; no entanto, os pontos supracitados devem ser corrigidos.

Figura 59 – Placa da Bateria V1.3: (a) visão superior, (b) visão inferior

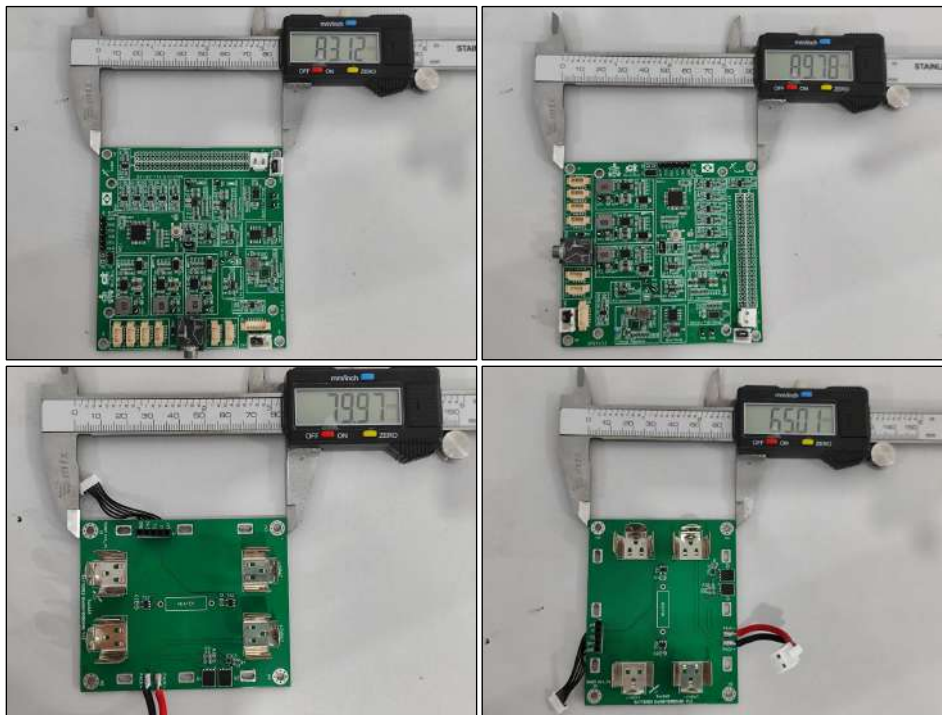


(a)

(b)

Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 60 – Aferição das dimensões das PCBs



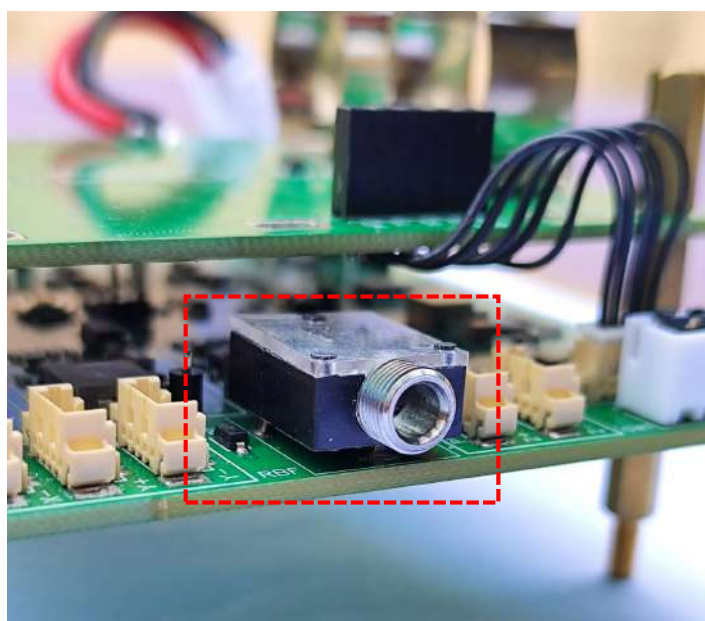
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 61 – Aferição da massa total do módulo



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 62 – Encaixe final do RBF



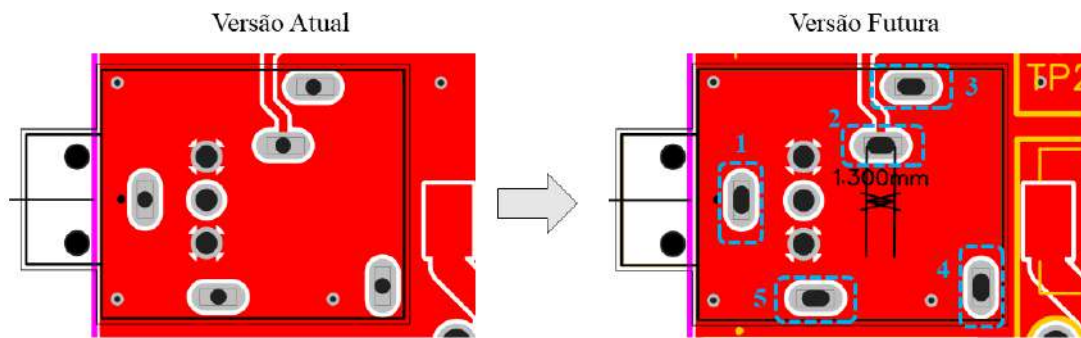
Fonte: Elaborado pelo autor

5.4 Inspeção Elétrica

5.4.1 Objetivos da inspeção

Inspecionar as PCBs em busca de erros elétricos visualmente detectáveis. Os procedimentos de inspeção são descritos na Tabela 13. Não foram utilizados materiais para esse teste.

Figura 63 – Correção futura para o comprimento dos furos do conector 35RAPC4BH3 (RBF)



Fonte: Elaborado pelo autor

5.4.2 Resultados

As imagens das PCBs são apresentadas nas Figuras 57, 58, 59.

5.4.3 Conclusão da inspeção

Nenhum problema foi identificado neste teste, os componentes foram corretamente selecionados, posicionados e soldados.

5.5 Teste Elétrico

5.5.1 Objetivos do teste

Realizar testes básicos para avaliar a placa com parâmetros de operação nominais. Os procedimentos de inspeção são descritos na Tabela 14.

Os materiais utilizados foram: multímetro, fonte DC, resistores (22 Ω , 27 Ω , e 100 Ω), protoboard, Arduino UNO + cabo USB A/B e jumpers.

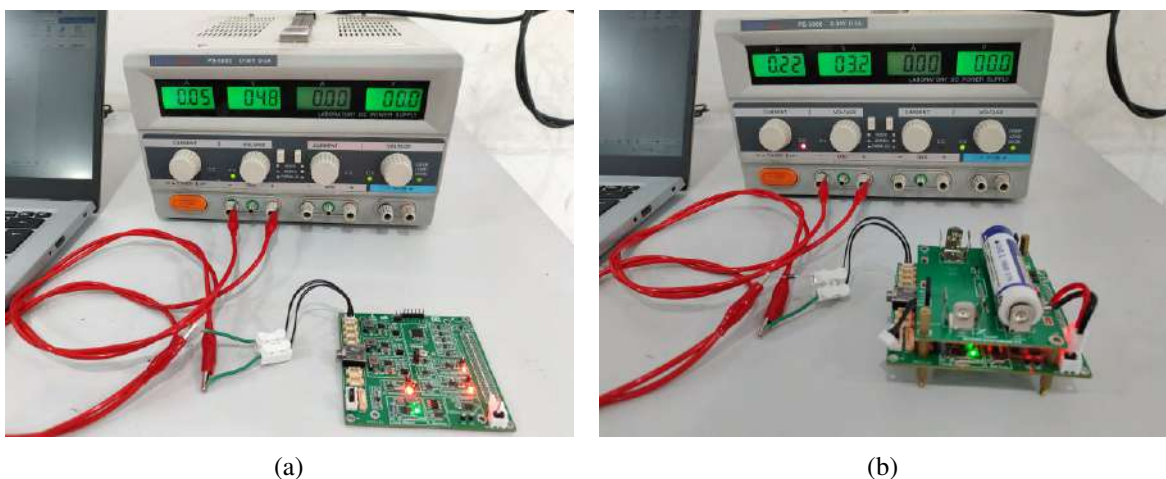
5.5.2 Resultados

Primeiramente, um multímetro foi utilizado para buscar curtos-circuitos entre os barramentos VCC e GND. Em seguida, o EPS foi ligado com uma fonte de alimentação para aferição de consumo, conforme ilustrado na Figura 64. Além disso, foi medida a tensão nos barramentos de energia sem carga, cujos resultados foram 5,02 V para o conversor *buck-boost* de 5 V e 3,31 V para o conversor *buck-boost* de 3,3 V. Os demais testes e observações são relatados a seguir:

- A) Teste com carga de 10 Ω : uma carga de 10 Ω foi conectada aos barramentos de alimentação de saída para avaliar a queda de tensão e corrente – os resultados são apresentados na Figura 65. Na Figura 65(a) é possível observar uma corrente de aproximadamente 800 mA, na entrada do conversor *buck-boost* de 5 V, o que aparentou ser uma entrada excessiva de corrente;

- B) Teste com carga de 4 Ω : uma carga de 4 Ω foi conectada aos barramentos de alimentação de saída para avaliar a queda de tensão e corrente – os resultados são apresentados na Figura 66. Na Figura 66(a), a corrente medida foi de 3,2 A. A carga de 4 Ω causou uma sobrecarga, resultando no superaquecimento do conversor *buck-boost* de 5 V. Após algumas conexões com essa carga, o CI TPS63802 entrou em curto, tornando-o inutilizável. O que pode ter contribuído para esse problema foi o fato de ter sido utilizado o ponto de teste da saída do conversor para a passagem de corrente para a carga, o que não é sua função. De qualquer forma, uma próxima versão deve revisar o circuito e, se necessário, substituir o CI por outro de maior capacidade de corrente;
- C) Diodo de *bypass*: Foi medida a tensão na entrada e saída do diodo ideal, conforme apresentado na Figura 67. Seu funcionamento atendeu às expectativas;
- D) Tensão na saída do sistema MPPT: Foi medida a tensão na saída do sistema MPPT, conforme apresentado na Figura 68. O funcionamento do sistema atendeu às expectativas;
- E) Regulador de carga: Inicialmente, o regulador de carga apresentou um estado de falta devido à ausência de um sensor de temperatura NTC. O problema foi contornado adicionando um resistor de 10 k Ω em seu lugar, conforme apresentado na Figura 69. Apesar disso, o funcionamento do regulador de carga atendeu às expectativas; e
- F) Chaves de distribuição: Foi medida a tensão na saída das chaves de distribuição quando um nível lógico alto (3,3 V) foi aplicado ao terminal EN do TPS2553. O seu funcionamento atendeu às expectativas.

Figura 64 – Aferição de consumo: (a) Módulo Principal, (b) EPS completo

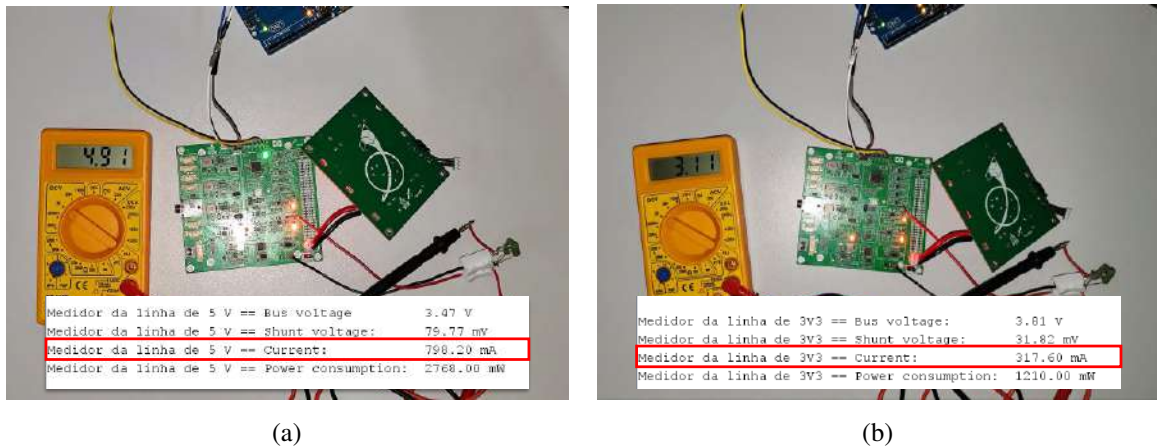


Fonte: Elaborado pelo autor

5.5.3 Conclusão do teste

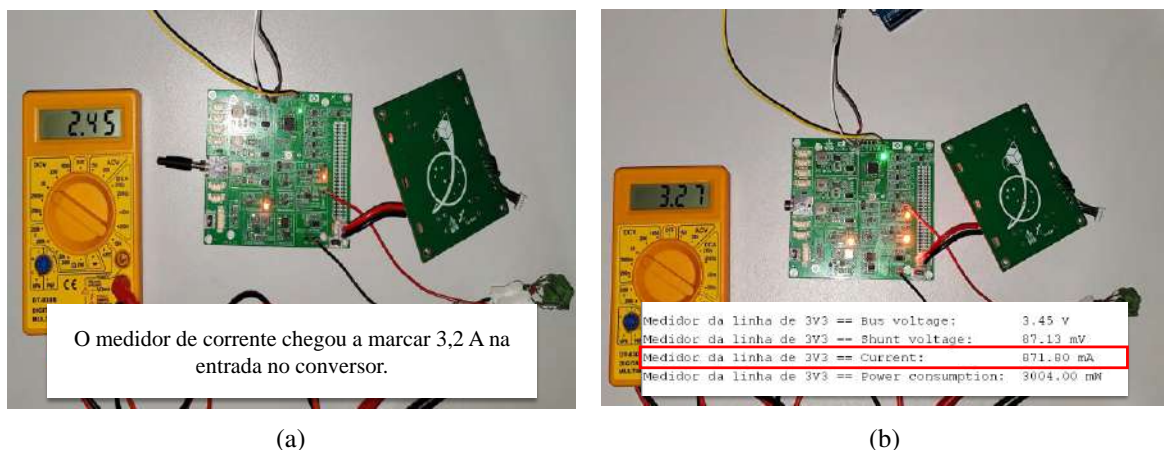
A placa ligou conforme esperado e apresentou um consumo de energia estável, conseguindo processar a energia proveniente dos conectores reservados para os painéis solares,

Figura 65 – Aferição de tensão das saídas alimentando uma carga de 10 Ω : (a) *buck-boost* 5V, (b) *buck-boost* 3,3 V



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 66 – Aferição de tensão das saídas alimentando uma carga de 4 Ω : (a) *buck-boost* 5V, (b) *buck-boost* 3,3 V



Fonte: Elaborado pelo autor

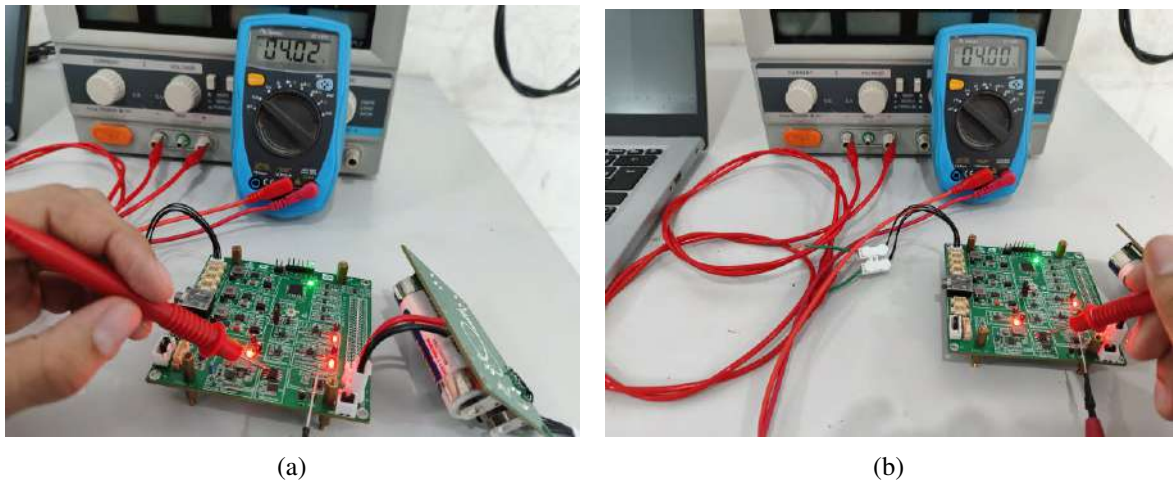
carregar a bateria e alimentar o sistema do barramento de 3,3 V. A tensão na saída do barramento de 5 V, utilizado para alimentar várias cargas do satélite, sofreu uma sobrecarga ao ser submetida a uma carga de pouco mais de 1 A, o que, preliminarmente, indica a necessidade de revisão do conversor *buck-boost* de 5 V.

5.6 Teste Funcional

5.6.1 Objetivos do teste

Avaliar o comportamento do módulo durante uma sequência de programação de *firmware*. Os procedimentos de inspeção são descritos na Tabela 15. Foram utilizados os seguintes materiais: módulo conversor USB 2.0 para TTL CP2102, Arduino UNO + cabo USB A/B e jumpers.

Figura 67 – Aferição de tensão no diodo de *bypass*: (a) entrada 5 V, (b) saída 3,3 V



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 68 – Aferição de tensão na saída do sistema MPPT para: (a) entrada 4,8 V, (b) entrada 2,5 V



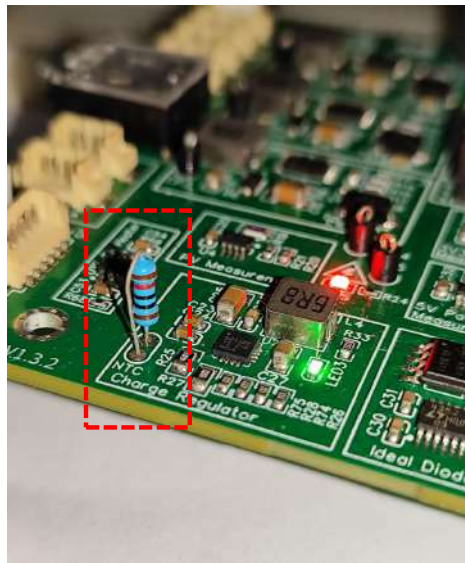
Fonte: Elaborado pelo autor

5.6.2 Resultados

Os testes funcionais do módulo EPS são descritos a seguir em três momentos:

- A) Em um primeiro momento, ao tentar enviar o *firmware* para o ATMEGA328P, da unidade de controle, por meio de comunicação serial com módulo conversor USB TTL CP2102, constatou-se a falta do *bootloader* no microcontrolador. Em seguida, verificou-se que os terminais MOSI, MISO e SCK não foram disponibilizados em nenhuma barra de pinos, o que impediu que o *bootloader* fosse instalado com o microcontrolador na PCB. Para contornar essa situação, realizou-se a troca do ATMEGA328P por outro de mesma especificação, mas com *bootloader* instalado. Apesar da troca, não foi possível estabelecer comunicação com o microcontrolador. O LED 4, que antes não ligava, passou a piscar com o novo microcontrolador. Diversas tentativas foram feitas para tentar enviar o *firmware*,

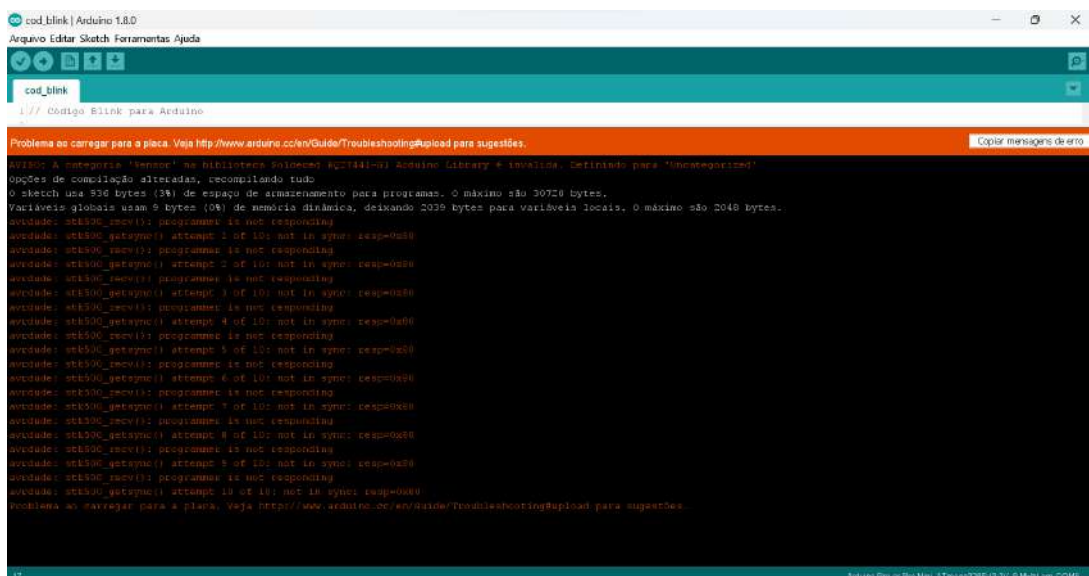
Figura 69 – Resistor de 10 kΩ adicionado ao regulador de carga para compensar a ausência do NTC



Fonte: Elaborado pelo autor

mas nenhuma obteve sucesso. A Figura 70 apresenta a mensagem de erro exibida;

Figura 70 – Mensagem de erro ao tentar enviar o *firmware* para o microcontrolador



Fonte: Elaborado pelo autor

B) Em um segundo momento, a fim de verificar a funcionalidade dos circuitos de medição e do barramento de comunicação I2C, conectou-se o Arduino UNO como *master* através da barra de pinos P1 e executou-se um *firmware* de testes³. Na Figura 71, são apresentadas as leituras obtidas dos três sensores de potência sem carga na saída dos barramentos de tensão regulado. Em "*Battery information*", são apresentados os dados de estado de carga, tensão, corrente de carga, nível atual de carga, nível máximo de carga, potência de carga e

³ Códigos de teste disponível em: <https://github.com/dariofernando30/Electrical_Power_System_EPS_V1_3_2>

saúde da bateria, respectivamente. O *fuel gauge*, que fornece os dados da bateria, precisou de alguns minutos para alcançar valores de medição mais precisos; e

- C) Por último, testou-se os sensores de temperatura da Placa da Bateria. Os testes de aquisição de temperatura foram realizados simultaneamente com a captação de dados dos dois sensores de temperatura TMP36. A utilização de dois sensores faz parte da estratégia para a comparação das leituras dos sensores a fim de determinar a temperatura com maior precisão. Para alcançar esse objetivo, desenvolveu-se um algoritmo simples de aquisição de dados analógicos em C++, na plataforma de desenvolvimento Arduino IDE, que permitiu a coleta de várias leituras de cada sensor. Ao final, calculou-se a média dessas leituras. Os resultados desses testes são apresentados no gráfico da Figura 72, que exibe as curvas de variação da temperatura ambiente ao longo de um intervalo de tempo.

Figura 71 – Coleta de dados do barramento I2C

```
COM6 (Arduino Uno)

Iniciando a coleta de dados do EPS:
===== Power Monitors =====
Medidor de geracao == Voltage:           4.46 V
Medidor de geracao == Shunt voltage:     26.64 mV
Medidor de geracao == Current:          264.10 mA
Medidor de geracao == Power:            1258.00 mW

Medidor da linha de 5 V == Voltage:      5.16 V
Medidor da linha de 5 V == Shunt voltage: 0.64 mV
Medidor da linha de 5 V == Current:      6.80 mA
Medidor da linha de 5 V == Power consumption: 6.00 mW

Medidor da linha de 3V3 == Voltage:      5.34 V
Medidor da linha de 3V3 == Shunt voltage: 1.28 mV
Medidor da linha de 3V3 == Current:      11.00 mA
Medidor da linha de 3V3 == Power consumption: 50.00 mW

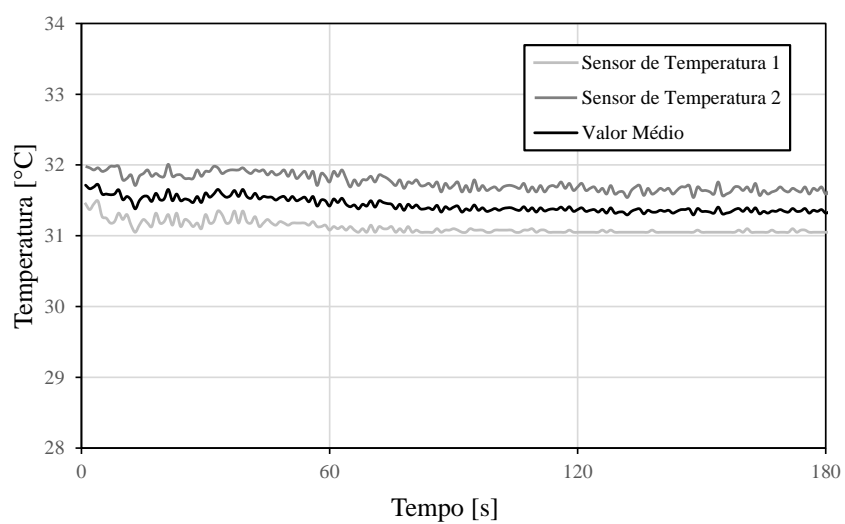
===== Battery informations =====
2% | 3711 mV | 242 mA | 40 / 2042 mAh | 898 mW | 91% |
=====
```

Fonte: Elaborado pelo autor

5.6.3 Conclusão do teste

Os sistemas de telemetria implementados não apresentaram qualquer indício de mal funcionamento e atendeu às expectativas. Por outro lado, o microcontrolador e seus periféricos precisam ser melhor avaliados posteriormente. Um teste que pode ser realizado futuramente consiste em retirar (dessarlar) o regulador linear do Módulo Principal e tentar realizar a comunicação com o microcontrolador. Isso porque pode existir uma correlação entre o regulador linear está sendo alimentado na sua saída – o que é inadequado – e algum tipo de surto no sistema de comunicação do microcontrolador.

Figura 72 – Aquisição de temperatura pelos sensores TPM36 na Placa da Bateria



Fonte: Elaborado pelo autor

6 CONCLUSÃO

Este trabalho apresentou o projeto do futuro módulo do sistema elétrico de potência do *CubeSat* ST-OBSAT-01. O escopo do trabalho consistiu em estabelecer requisitos, propor uma arquitetura, buscar componentes que atendessem aos requisitos, dimensionar os circuitos e projetar as placas de circuito impresso que constituem o módulo EPS.

Inicialmente foi realizada uma conceituação básica sobre *CubeSats* e seus principais subsistemas. Apresentou-se ainda o contexto em que a equipe TucSAT surgiu e qual a sua incumbência na missão ST-OBSAT-01. Em seguida, foram expressos os requisitos identificados para o EPS e quais os objetivos desse trabalho diante desses requisitos.

Na revisão sobre o estado da arte, abordaram-se algumas das tecnologias mais recentes em termos de geração, armazenamento e distribuição de pequenos satélites, bem como as classificações utilizadas para diferenciá-los.

Seguiu-se então com a metodologia de desenvolvimento da arquitetura do sistema, na qual se descreveu o procedimento de escolha de componentes, o projeto de circuitos e as simulações possíveis para cada bloco do EPS.

O Capítulo 4 trouxe o projeto das PCBs, com detalhamento da escolha de tamanho das trilhas, imagens das PCBs projetadas, a forma de montagem, detalhamento das interfaces e o orçamento com os preços para fabricação do protótipo.

O capítulo de resultados apresentou os testes de inspeção visual, inspeção mecânica, inspeção de integração, testes elétricos e testes funcionais. Neste capítulo, foram descritas as dificuldades encontradas e os pontos de revisão do módulo EPS para uma versão futura.

Todos os objetivos específicos do trabalho foram cumpridos. A estimativa de consumo dos subsistemas a serem embarcados no *CubeSat* foi coletada. Foi indicado um modelo de painel solar de menor custo, e implementou-se um sistema MPPT para maximizar a eficiência na aquisição de energia. A bateria foi dimensionada para alimentar o satélite nos períodos de eclipse. Foi implementado o sistema de gerenciamento, proteção e monitoramento de carga da bateria. As simulações e análises do funcionamento dos circuitos integrados, com modelos SPICE disponíveis, foram realizadas. As interfaces de conexão do pino *Remove Before Flight* (RBF) e das duas chaves "*kill switches*" foram implementadas. Os níveis de tensão regulados em 5 V e 3,3 V nas saídas do barramento PC104 foram disponibilizados. Um sistema de monitoramento e gerenciamento de energia foi implementado, incluindo um sistema de proteção contra sobrecorrente nas linhas reguladas de tensão. O *hardware* completo do EPS foi projetado e implementado, juntamente com toda a documentação associada.

Em síntese, os resultados concretos, extraídos dos testes com o protótipo, apresentaram uma taxa de assertividade de 90% no circuito do módulo EPS, ou seja, uma versão futura deverá focar em revisar apenas 10% de todo o sistema para corrigir os problemas encontrados. Esses

problemas são provenientes, principalmente, do ATMEGA328P e do circuito do conversor *buck-boost* 5 V.

Portanto, este trabalho pode ser considerado bem-sucedido na elaboração da primeira versão de um sistema elétrico de potência destinado a fornecer energia ao *CubeSat* ST-OBSAT-01. Com essa base de conhecimento estabelecida até aqui, é possível agora direcionar esforços para futuros trabalhos que visem aperfeiçoar o modelo até sua forma final, tornando-o apto para um lançamento orbital.

6.1 Trabalhos futuros

Uma das finalidades deste estudo era apresentar aos alunos de Engenharia Elétrica da UFPA, Campus de Tucuruí, um projeto relacionado a sistemas elétricos na área aeroespacial, buscando incentivar sua introdução nesse campo do conhecimento, inclusive por meio da participação contínua dos alunos na Olimpíada Brasileira de Satélites. Desta maneira, este trabalho estabelece uma base para a realização de futuros projetos visando aprimorar o protótipo construído. Algumas sugestões para projetos futuros incluem:

- A) Na maior parte do desenvolvimento do projeto, a topologia do Módulo Principal possuía uma quantidade maior de componentes, o que demandou – por falta de espaço – a construção da Placa da Bateria. Como a Placa da Bateria foi fabricada meses antes do término do projeto do Módulo Principal, optou-se por utilizar as duas PCBs como um único módulo. No entanto, é plenamente possível e indicado eliminar a necessidade da Placa da Bateria em uma próxima versão do EPS, alocando todo o seu circuito para o Módulo Principal. Dessa forma, um EPS mais compacto facilitaria a integração no *CubeSat* devido à redução de suas dimensões e eliminaria cabos de conexão elétrica entre as PCBs do EPS;
- B) No ambiente espacial, as baterias devem suportar temperaturas extremas. Por isso, um trabalho posterior poderia abranger o projeto, análise e testes de uma espécie de "caixa térmica", fixada à PCB, com sensores de temperatura e aquecedor em seu interior. Isso permitiria controlar e monitorar a temperatura das baterias, garantindo não apenas sua integridade, mas também um suporte mecânico robusto a elas; e
- C) Resolver o problema que causa a não comunicação serial do microcontrolador é fundamental em uma próxima versão. Por isso, é indicado uma investigação mais detalhada acerca do(s) motivo(s) que impedem que a comunicação serial possa ser estabelecida com o ATMEGA328P. Além dessa correção, as sugestões de melhorias descritas na etapa de testes devem ser levadas em consideração. Ademais, fica sugerido a implementação de cobertura mecânica contra interferências eletromagnéticas nos principais circuitos, como conversores *buck-boost* e microcontrolador.

REFERÊNCIAS

- AAC CLYDE SPACE. **Solar Panels Photon**. [S.l.], 2020. Disponível em: <<https://www.aac-clyde.space/>>. Acesso em: 28 out. 2023.
- ACANSKI, M. **Using Non-Inverting Buck-Boost Converter for Voltage Stabilization**. Dallas, 2019. Application Report Texas Instruments. Disponível em: <<https://www.ti.com/lit/an/slvaea2/slvaea2.pdf>>. Acesso em: 14 nov. 2023.
- ARAVINDAN, V. et al. Insertion-type electrodes for nonaqueous li-ion capacitors. **Chemical Reviews**, ACS Publications, v. 114, n. 23, p. 11619–11635, 2014.
- AZURSPACE. **30% Triple Junction GaAs Solar Cell Type: TJ Solar Cell 3G30C - Advanced**. Heilbronn, 2019. Datasheet AZURSPACE. Disponível em: <<https://www.azurspace.com/index.php/en/products/products-space/space-solar-cells>>. Acesso em: 20 out. 2023.
- CENTRO DE GESTÃO E ESTUDOS ESTRATÉGICOS. **CubeSats**. Brasília - DF, 2018. 46 p.
- CLARK, C.; LOGAN, R. **Power Budgets for Mission Success**. [S.l.], 2011. Apresentação do Power Point. Disponível em: <<https://encurtador.com.br/jlBG7>>. Acesso em: 24 out. 2023.
- EDPUGANTI, A. et al. A comprehensive review on cubesat electrical power system architectures. **IEEE Transactions on Power Electronics**, IEEE, v. 37, n. 3, p. 3161–3177, 2021.
- ESRAM, T.; CHAPMAN, P. L. Comparison of photovoltaic array maximum power point tracking techniques. **IEEE Transactions on Energy Conversion**, IEEE, v. 22, n. 2, p. 439–449, 2007.
- ETCHELLS, T.; BERTHOUD, L. Developing a power modelling tool for cubesats. In: **33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites**. United States: SSC19-WP1-16, 2019. Disponível em: <<https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2019/all2019/37/>>. Acesso em: 15 fev. 2024.
- FONSECA, H. N. **Estudo de Viabilidade e Proposta de Topologia de um Sistema de Gerenciamento de Energia para Nanossatélites da Constelação Alfa Crux**. 37 f. Monografia — Universidade de Brasília, Brasília - DF, 2020.
- GRIFFIN, M. D.; FRENCH, J. R. **Space Vehicle Design**. 2nd. ed. Virginia: AIAA, 2004.
- GROSJEAN, F. **Optimisation of the Energy Harvesting and Management Systems of the Nanosatellite OUFTI-2 and Design of its Electrical Power Supply**. Dissertação (Mestrado) — University of Liège, Herstal, 2019.
- HEMMO, J. **Electrical Power Systems for Finnish Nanosatellites**. Dissertação (Mestrado) — Aalto University School of Engineering, Espoo, 2013.
- HUSSEIN, B.; MASSOUD, A. M.; KHATTAB, T. Centralized, distributed, and module-integrated electric power system schemes in cubesats: Performance assessment. **IEEE Access**, IEEE, v. 10, p. 55396–55407, 2022.
- HUYNH, P. T.; CHO, B. H. Design and analysis of a regulated peak-power tracking system. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems**, IEEE, v. 35, n. 1, p. 84–92, 1999.

ILBIS, E. **ESTCube-1 Electrical Power System – design, implementation and testing**. 88 f. Monografia — University of Tartu, Estonia, 2013.

JAPAN AEROSPACE EXPLSORATION AGENCY. **JEM Payload Accommodation Handbook - Vol. 8 - Small Satellite Deployment Interface Control Document**. Japão, 2015. Disponível em: <https://iss.jaxa.jp/kibouser/library/item/jx-espc_8c_en.pdf>. Acesso em: 26 dez. 2023.

KARKKAINEN, R. L.; HUNTER, R. C.; BAKER, C. **Development of Lightweight CubeSat with Multi-Functional Structural Battery Systems**. Washington DC, 2017. Brief Communication/Note.

LINEAR TECHNOLOGY. **LTC4352: Low Voltage Ideal Diode Controller with Monitoring**. Milpitas, 2010. Datasheet LT. Disponível em: <<https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/4352fa.pdf>>. Acesso em: 14 nov. 2023.

LOPES, J. S. **Contribuições para o Desenvolvimento de Picossatélites didáticos: com projetos inovadores desenvolvidos no curso técnico integrado de mecatrônica do IFRN-Campus Parnamirim**. Parnamirim: Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Norte, 2021.

MARTINS, L. A. B. **Desenvolvimento de um Sistema de Gerenciamento de Energia para o Cubesat Alfacrux**. 72 f. Monografia — Universidade de Brasília, Brasília - DF, 2021.

MOÇAMBIQUE, N. E. M. **Aplicação de Algoritmos de Busca do Ponto de Máxima Potência e controladores lineares e/ou Fuzzy para a regulação da tensão terminal de Painéis Fotovoltaicos**. Tese (Doutorado) — Universidade de São Paulo, São Carlos, 2012.

MÖLLER, H. J. **Semiconductors for Solar Cells**. 1st. ed. Boston: Artech House Publishers, 1993.

MORAES, C. G. S. **Projeto e Implementação de um Microinversor Grid-tied com Boost Quadrático para Desacoplamento de Potência e Controle de MPPT**. 131 f. Monografia — Universidade Federal de Mato Grosso do Sul, Campo Grande, 2017.

NELSON, R. A. Spacecraft battery technology. **Via Satellite**, p. 104–118, 1999.

NOGUEIRA, P. H. O. **Micro-Satellite Electrical Power Subsystem Design and Test for LEO Mission**. Dissertação (Mestrado) — Beihang University, Pequim, 2017.

NOVOBILSKI, M. A. **AFRL's Advanced Multi-Junction Solar Cells Deliver High Efficiency, Reduced Costs for Space**. US, Air Force Research Laboratory. 2018. Disponível em: <<https://encurtador.com.br/abeP9>>. Acesso em: 28 out. 2023.

OLIMPÍADA BRASILEIRA DE SATÉLITES. **Missão ST-OBSAT-01**. São Carlos, 2023. Instagram: @obsatoficial. Disponível em: <<https://www.instagram.com/p/CnAaiV8uK4e/?igsh=ZnhzcXV6bm1kemI0>>. Acesso em: 23 dez. 2023.



OSMAN, I. T. **Design and Implementation of EPS (Electrical Power System) of a CubeSat**. 75 f. Monografia — University of Khartoum, Sudan, 2012.

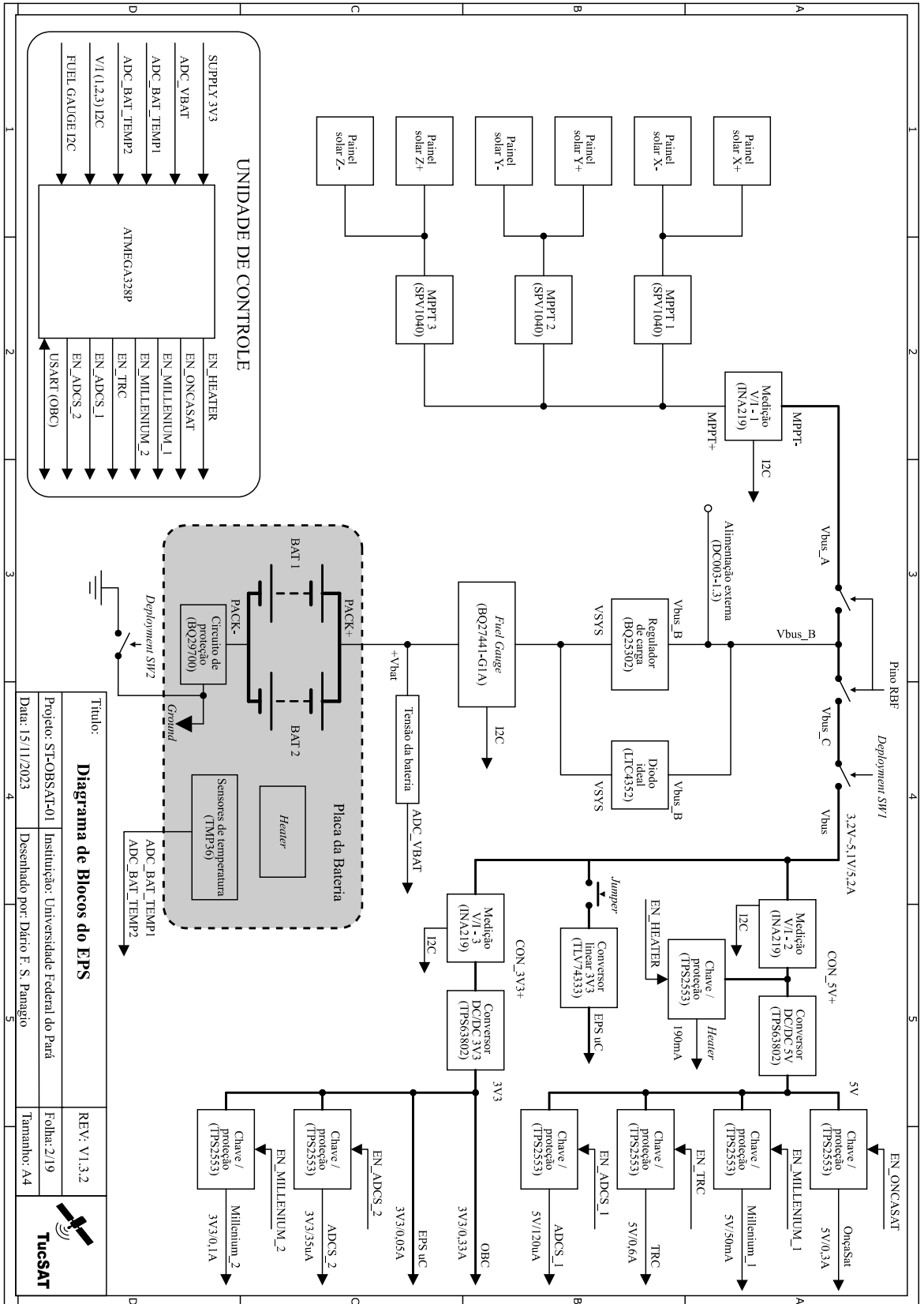
RAFFAELLE, R.; HUNTER, R. C.; BAKER, C. **Demonstration of a Nano-Enabled Space Power System**. Washington DC, 2021. Brief Communication/Note.

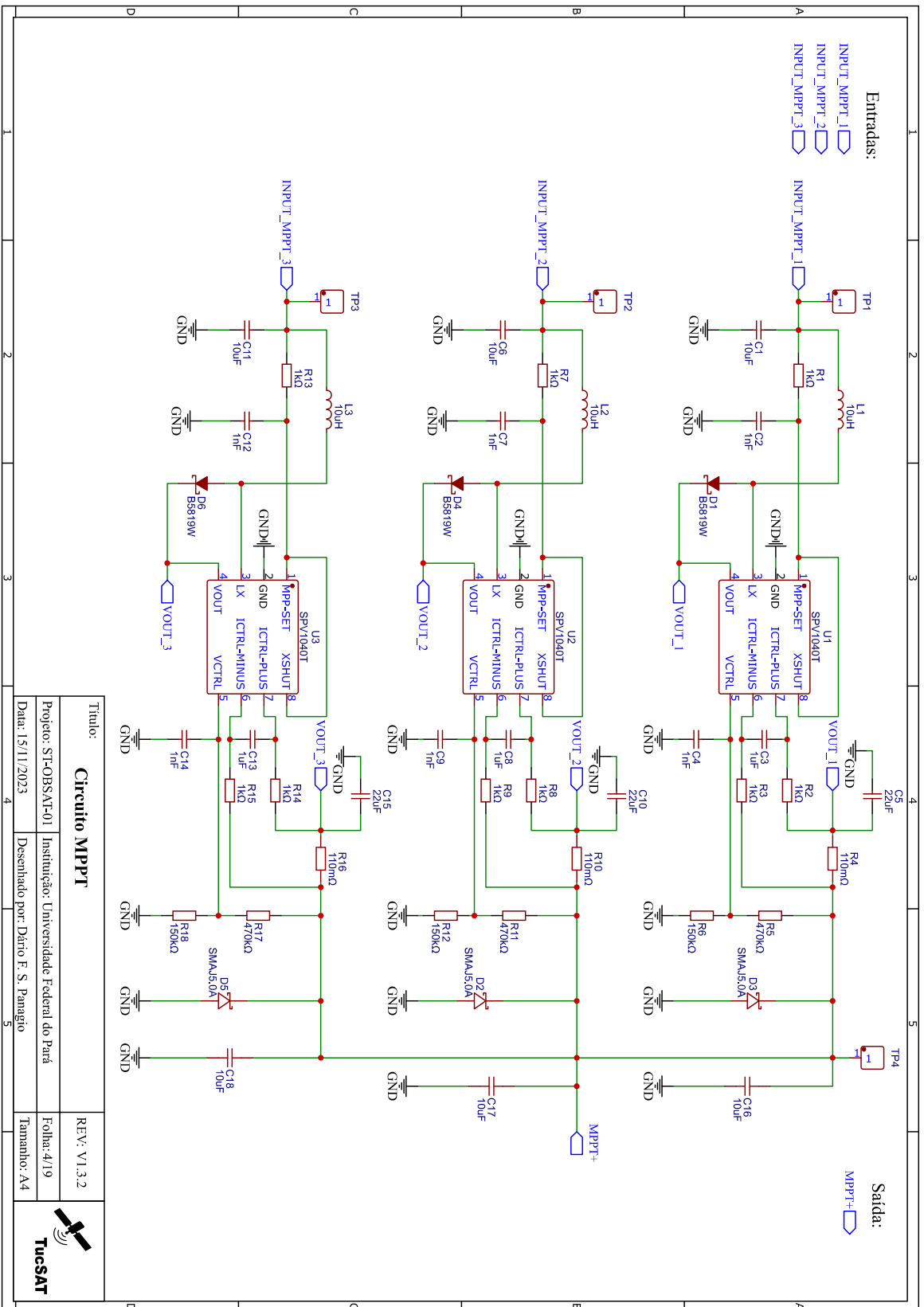
- SATURNO, M. E. **Sistema de Computadores de Bordo de Satélites Artificiais**. 28 f. Dissertação (Mestrado) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 1996.
- SEGUEL, J. I. L. **Projeto de um Sistema Fotovoltaico Autônomo de Suprimento de Energia Usando Técnica MPPT e Controle Digital**. 206 f. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2009.
- SELIVANOV, K. V.; VASILIEV, I. A.; YAKOVENKO, A. A. Use of solar panels in the design of small cubesat spacecraft. In: EDP SCIENCES. **MATEC Web of Conferences**. Sevastopol, Russia, 2021. v. 346, p. 03029.
- SPACE TECHNOLOGY RESEARCH LABORATORY. **EPS 2.0 Documentation**. Florianópolis, 2023. Disponível em: <<https://github.com/spacelab-ufsc/eps2/blob/master/doc/slb-eps2-doc-v0.4.pdf>>. Acesso em: 27 dez. 2023.
- SPACEMANIC. **Solar panel RA First class panel SM-SP-RA-1U**. Czech Republic, 2023. Datasheet AZURSPACE. Disponível em: <<https://www.spacemanic.com/solar-panels-ra/>>. Acesso em: 17 out. 2023.
- STMICROELECTRONICS. **SPV1040: high efficiency solar battery charger with embedded MPPT Rev. 9**. USA, 2021. Datasheet STM. Disponível em: <<https://www.st.com/resource/en/datasheet/spv1040.pdf>>. Acesso em: 22 out. 2023.
- STMICROELECTRONICS. **STEVAL-ISV006V2: solar battery charger using the SPV1040**. USA, 2013. Datasheet STM. Disponível em: <<https://www.st.com/en/power-management/spv1040.html#documentation>>. Acesso em: 20 out. 2023.
- TEXAS INSTRUMENTS. **bq27441-G1 System-Side Impedance Track Fuel Gauge (REV. C)**. USA, 2014. Datasheet TI. Disponível em: <<https://encurtador.com.br/qEHKQ>>. Acesso em: 05 nov. 2023.
- TEXAS INSTRUMENTS. **INA219 Zero-Drift, Bidirectional Current/Power Monitor with I2C Interface**. USA, 2015. Datasheet TI. Disponível em: <<https://encurtador.com.br/ktvCG>>. Acesso em: 21 nov. 2023.
- TEXAS INSTRUMENTS. **BQ25302 Standalone 1-Cell 2.0-A Buck Battery Charger**. USA, 2020. Datasheet TI. Disponível em: <<https://encurtador.com.br/bcjsx2>>. Acesso em: 06 nov. 2023.
- TEXAS INSTRUMENTS. **TPS63802 2-A, High-efficient, Low IQ Buck-boost Converter in DFN Package**. USA, 2021. Datasheet TI. Disponível em: <<https://encurtador.com.br/otBDL>>. Acesso em: 15 nov. 2023.
- THE CUBESAT PROGRAM. **CubeSat Design Specification (CDS) Rev. 14.1**. San Luis Obispo, 2022.
- TWIGGS, R. Origin of cubesat. In: HELVAJIAN, H.; JANSON, S. W. (Ed.). **Small Satellite: Past, Present and Future**. [S.l.]: The Aerospace Press, 2008. p. 151–173.
- WERTZ, J. R. et al. **Space Mission Analysis and Design**. 3rd. ed. California: Springer, 1999.
- YOST, B. et al. **State-of-the-Art: Small Spacecraft Technology**. California, 2021.

Apêndices

APÊNDICE A – DIAGRAMA ELÉTRICO DO EPS

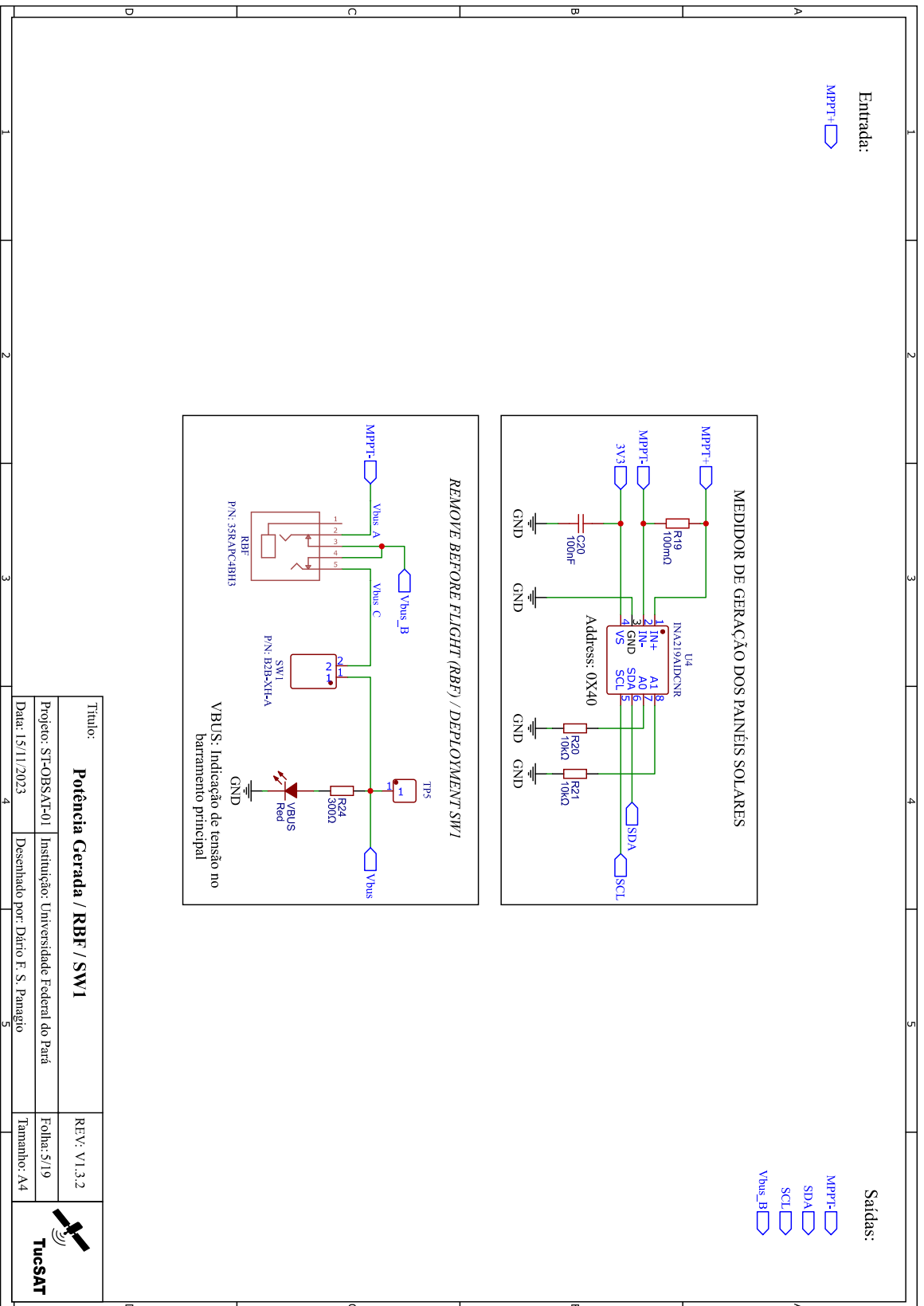
 TucsAT		<h2>Projeto da Placa de Circuito Impresso do Módulo Principal do EPS</h2>		
		<p>Resumo: Este documento detalha o diagrama elétrico da placa de circuito impresso do módulo principal do EPS do CubeSat 1U da missão ST-OBSAT-01.</p>		
		<p>Índice</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Capa 2. Diagrama de Blocos 3. Interface de Conexão dos Painéis Solares 4. Circuito MPPPT 5. Potência Gerada / RBF / SW1 6. Regulador de Carga / Fuel Gauge / Diodo Ideal / Interface da Placa da Bateria / SW2 7. Medidores de Consumo 8. Conversores DC/DC 5V e 3V3 9. Unidade de Controle 10. Chaves de Distribuição 11. Barramento PCI04 / Furos de Fixação 12. Top Layer 13. Montagem Superior 14. Montagem Inferior 15. Bottom Layer 16. Visão Superior 17. Visão Inferior 18. Lista de Materiais 19. Lista de Materiais 		
		<p>Informações de Documento:</p> <p>versão do Documento: 1</p> <p>Data de Conclusão: 25/11/2023</p>		
		<p>Informações de Contato:</p> <p>dariofernando30@gmail.com</p>		
<h3>Histórico de Revisões</h3>				
Revisão	Editor	Data	Descrição	
V1.1	Dário F. S. Panaggio	09/03/2023	Versão inicial.	
V1.2	Dário F. S. Panaggio	18/04/2023	<ol style="list-style-type: none"> 1. Alteração dos módulos boost e buck por circuitos integrados dedicados; 2. Implementação do IC STM32F103C8; 3. Implementação de chaves para as cargas; 4. Implementação de chaves de separação e RBF; 5. Implementação da estratégia MPPPT com LT3479+LTC3652. 	
V1.3	Dário F. S. Panaggio	27/06/2023	<ol style="list-style-type: none"> 1. Alteração do IC para o módulo Arduino Pro Mini; 2. Implementação de dois circuitos MPPPT SPV1040; 3. Implementação de medidores de geração e consumo de energia; 4. Implementação de dois diodos ideais; 5. Implementação de chaves para as cargas com limitação de corrente; 6. Implementação de um regulador de carga linear e fuel gauge; 7. Correção da topologia e alteração na ligação das baterias de série para paralelo. 	
V1.3.1	Dário F. S. Panaggio	06/10/2023	Adição de um terceiro CI SPV1040.	
V1.3.2	Dário F. S. Panaggio	15/11/2023	<ol style="list-style-type: none"> 1. Substituição do Arduino Pro Mini pelo ATMEGA328P; 2. Substituição de componentes eletrônicos por seus equivalentes da biblioteca básica da JLCPCB; 3. Remoção do diodo ideal na saída do circuito MPPPT; 4. Primeira versão fabricada. 	
<h3>Capa</h3>				
Título:		Projeto: ST-OBSAT-01		
Data: 15/11/2023		Instituição: Universidade Federal do Pará		
		Desenhado por: Dário F. S. Panaggio		
REV: V1.3.2		Folha: 1/19		
		Tamanho: A4		
 TucsAT				

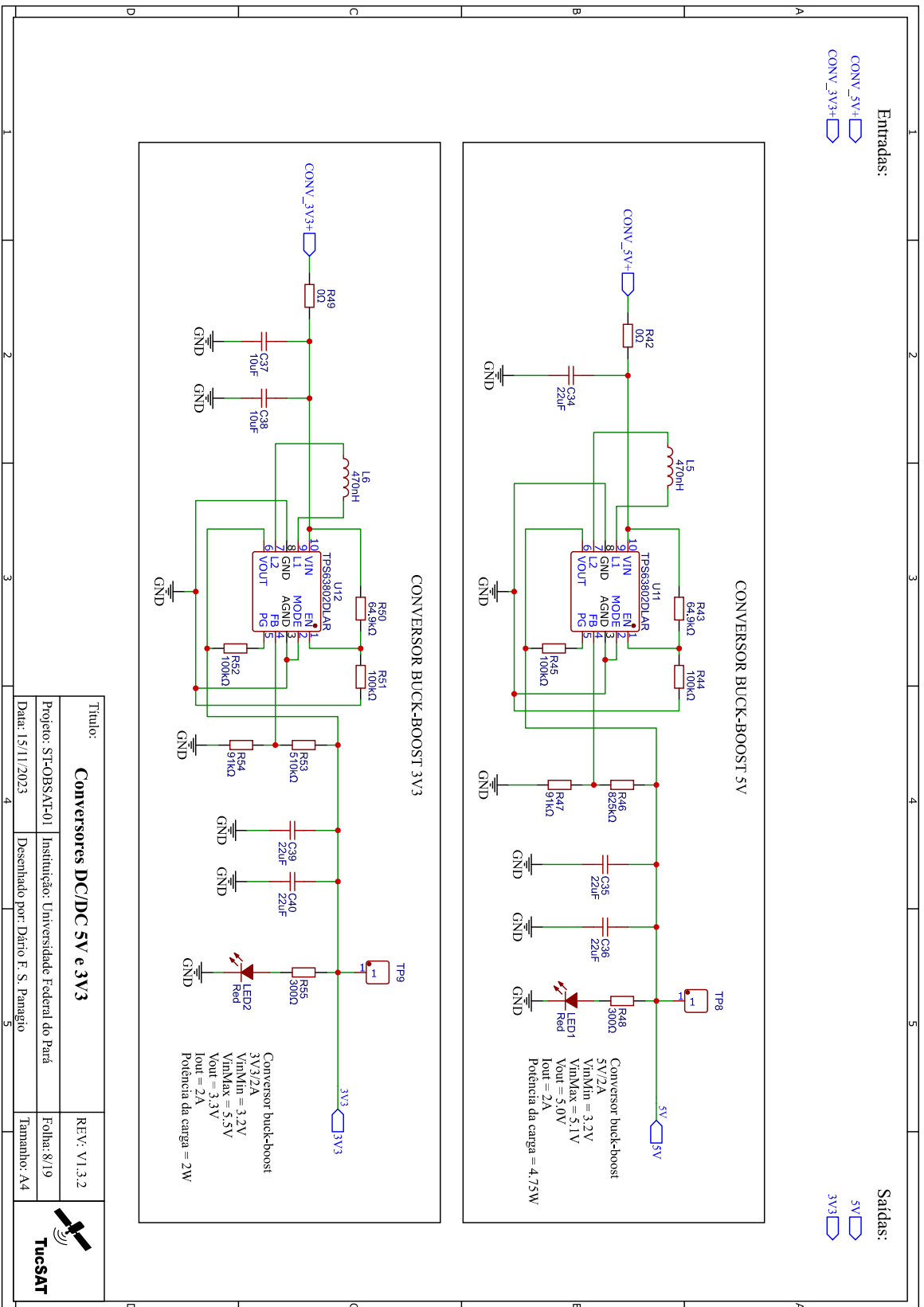




Título: Circuito MPPPT		REV: V1.3.2
Projeto: ST-OBSAT-01		Folha: 4/19
Instituição: Universidade Federal do Pará		Tamanho: A4
Data: 15/11/2023		
Desenhado por: Darío F. S. Panagão		

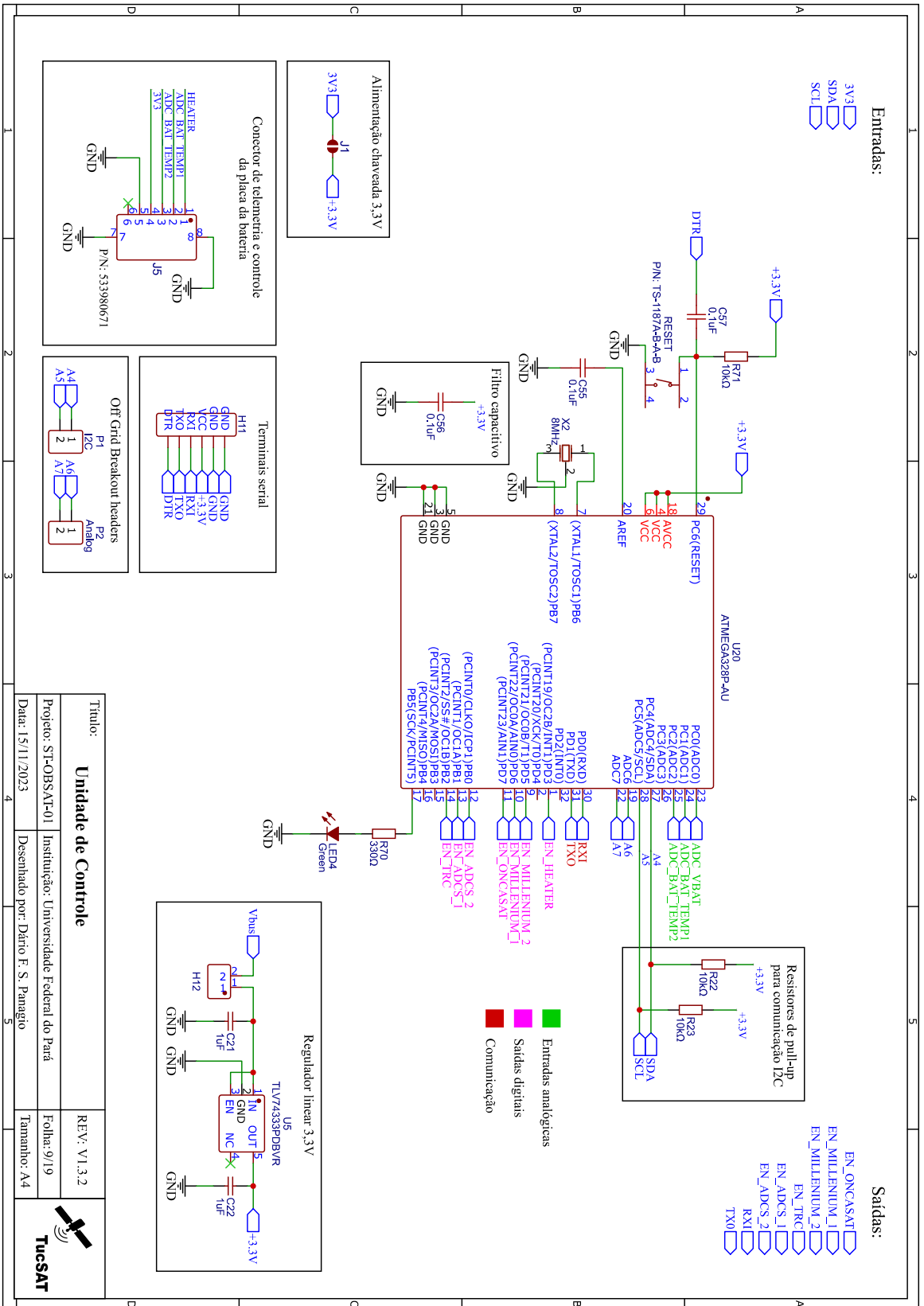


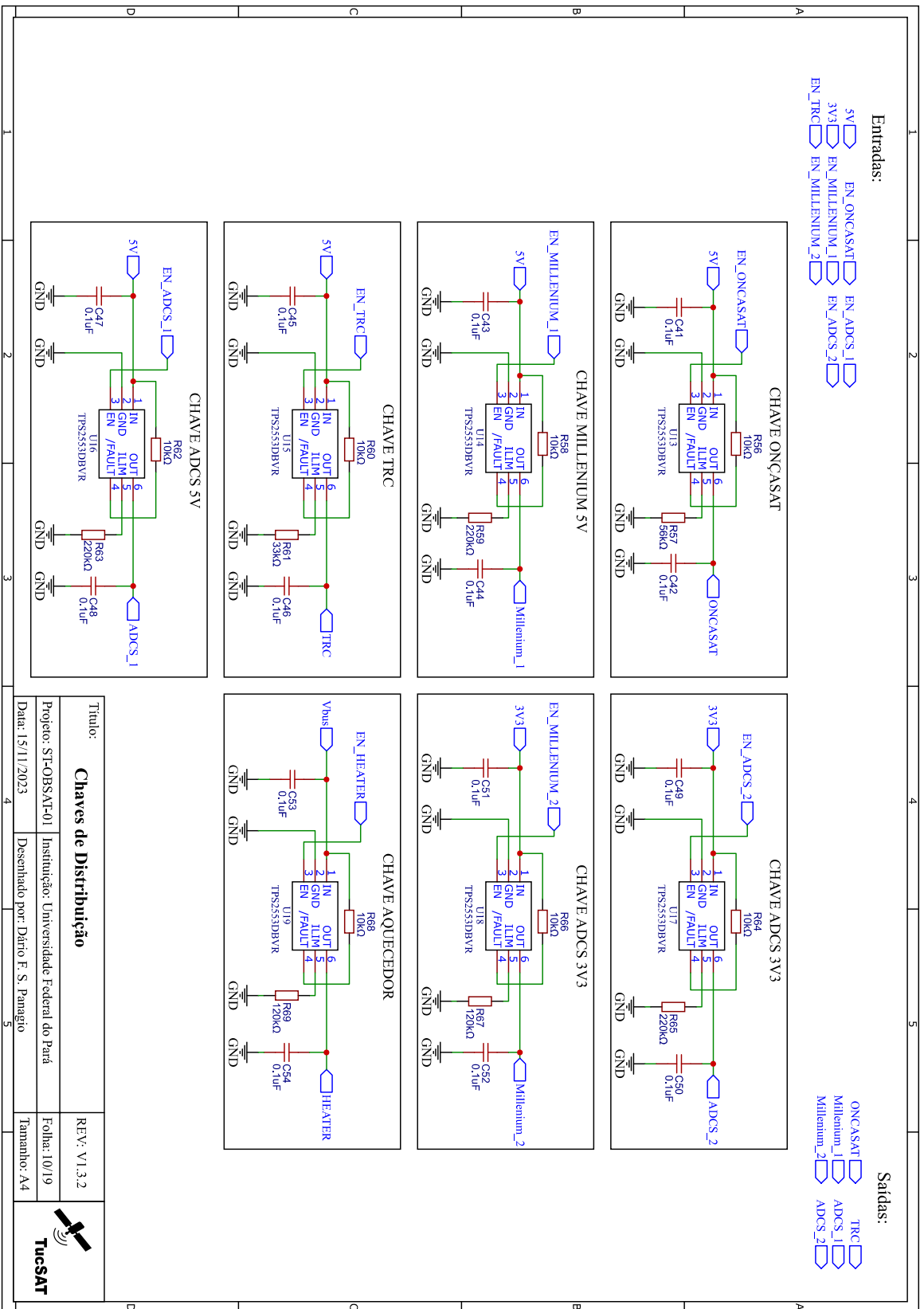


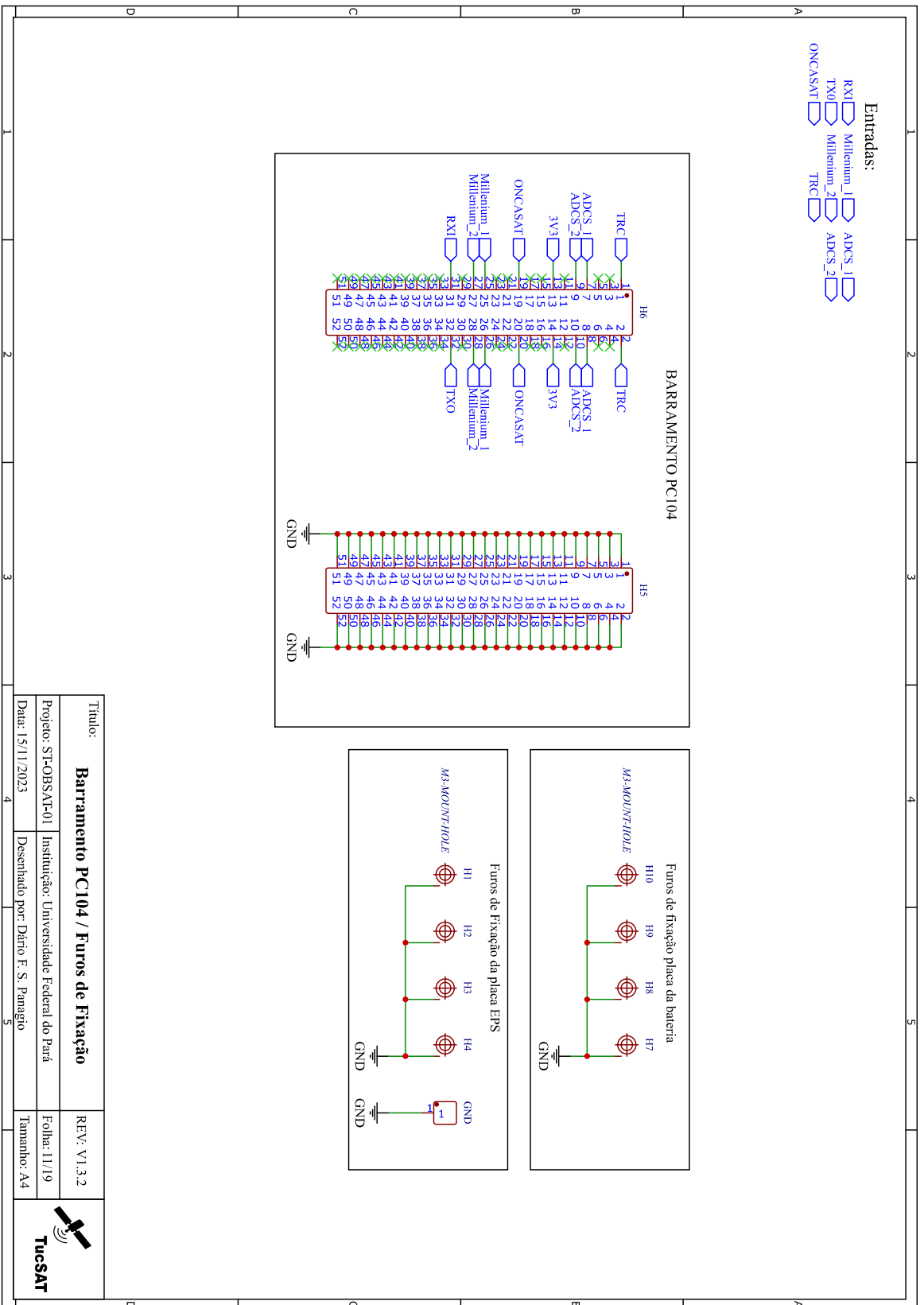


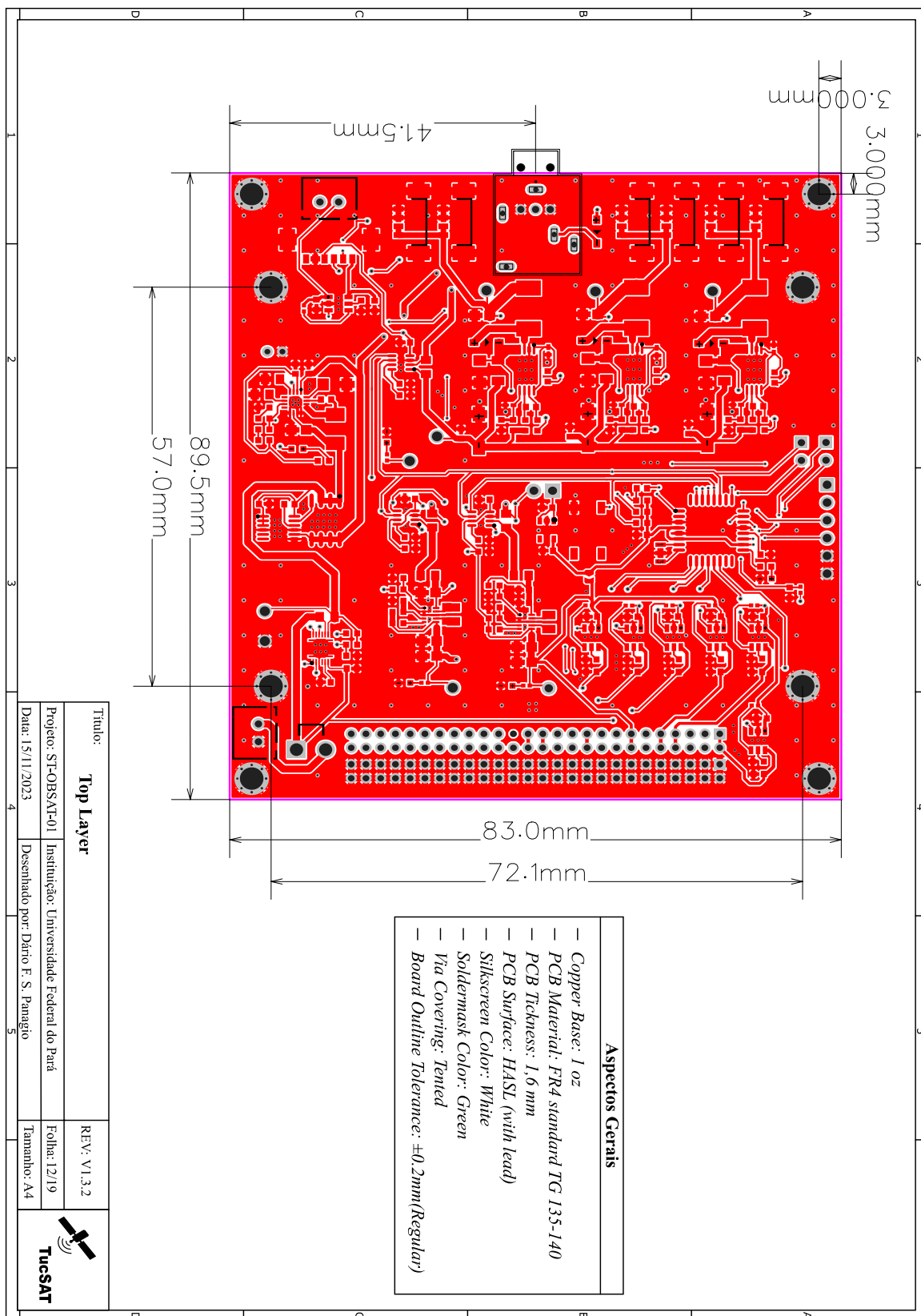
Título: Conversores DC/DC 5V e 3V3		REV: V1.3.2
Projeto: ST-OBSAT-01		Folha: 8/19
Instituição: Universidade Federal do Pará		Tamanho: A4
Data: 15/11/2023		
Desenhado por: Darío F. S. Panagão		

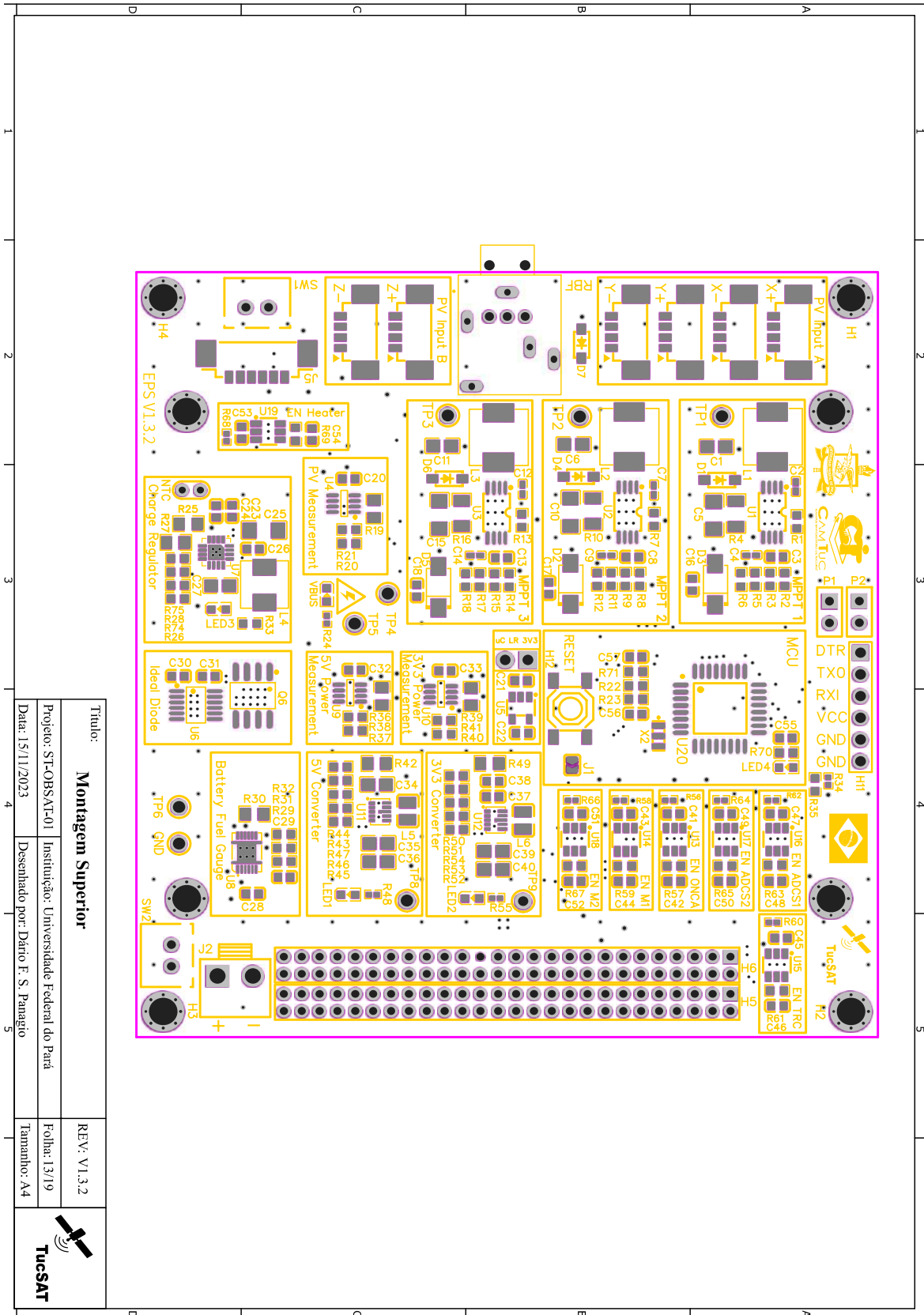





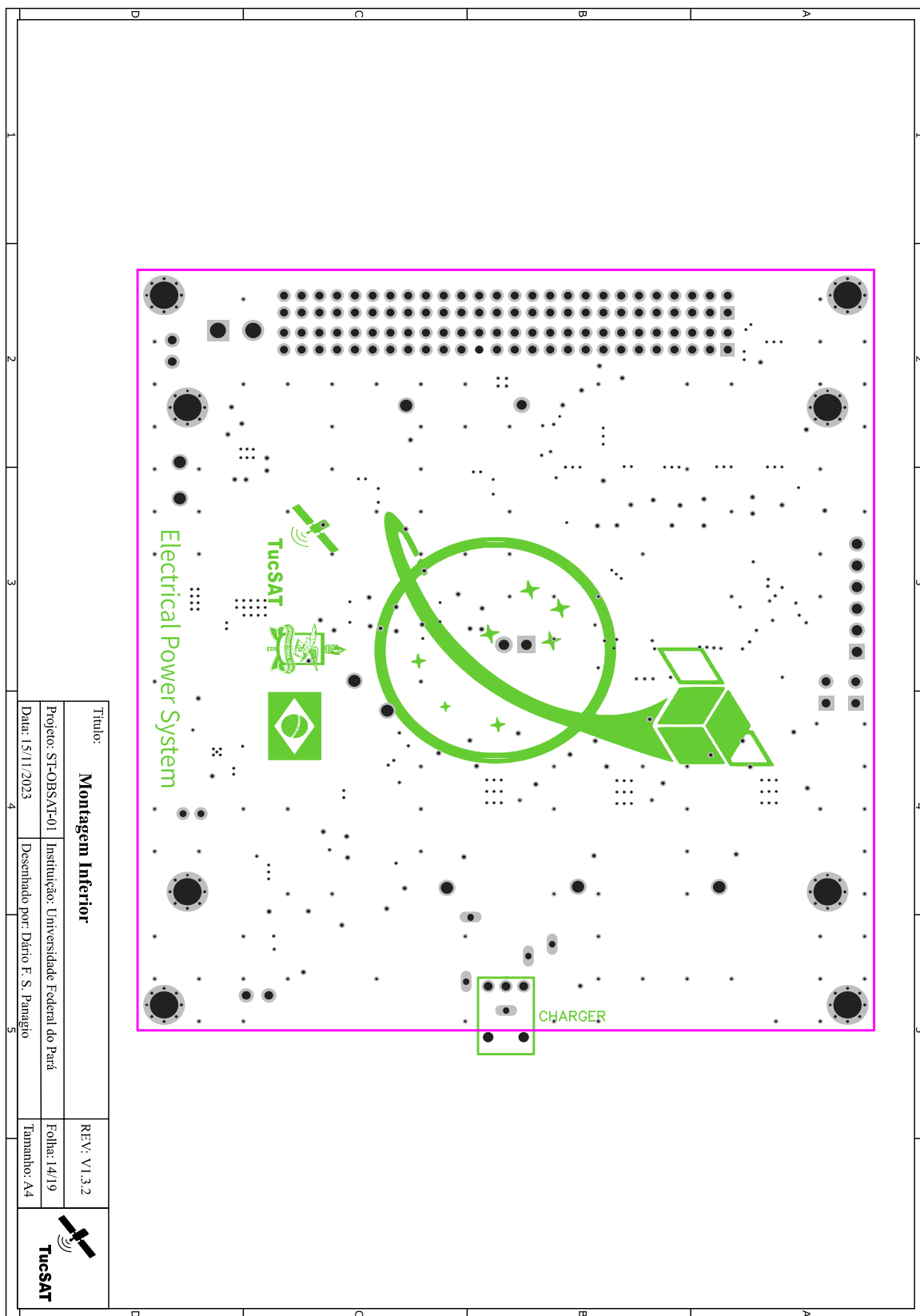





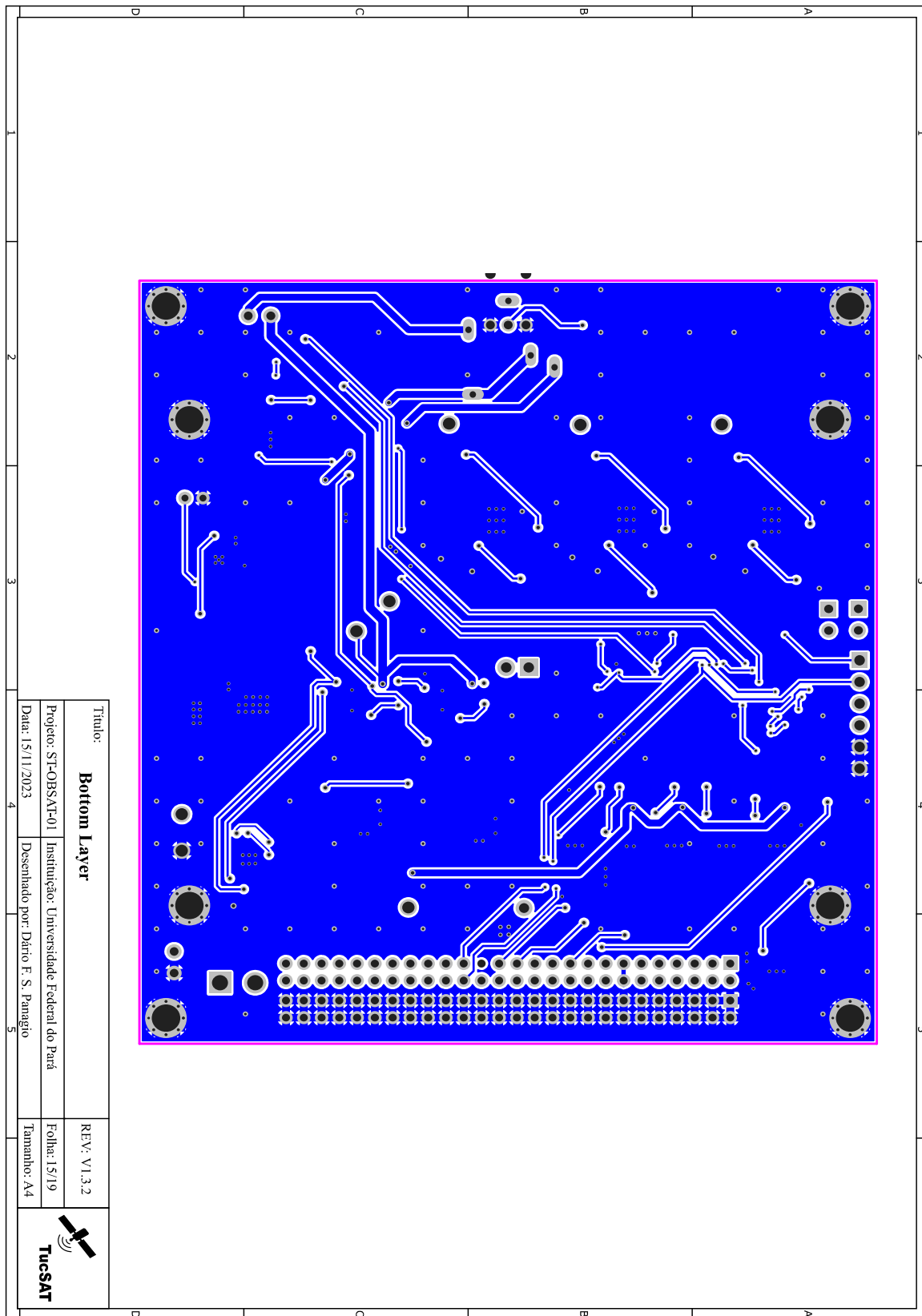


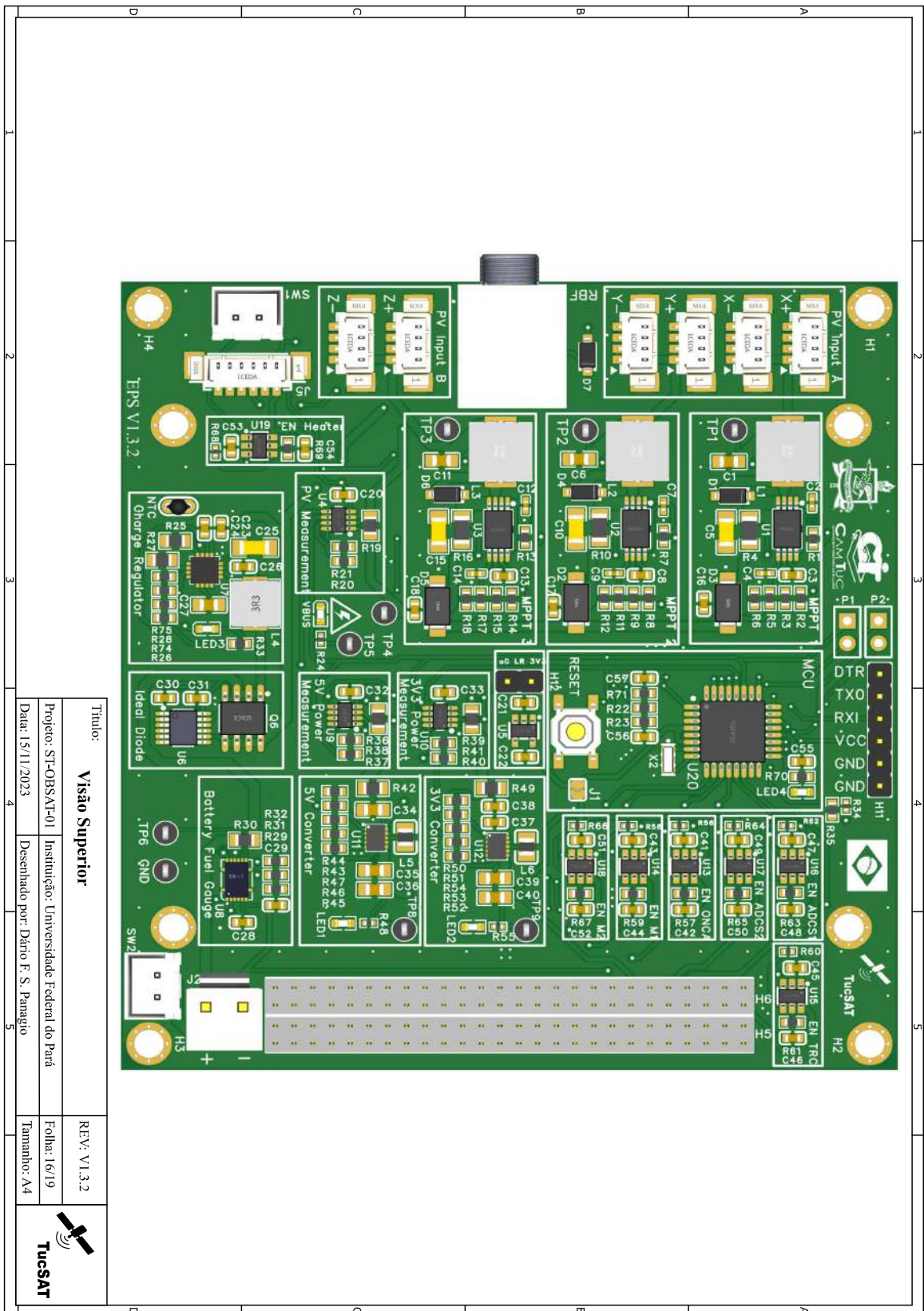


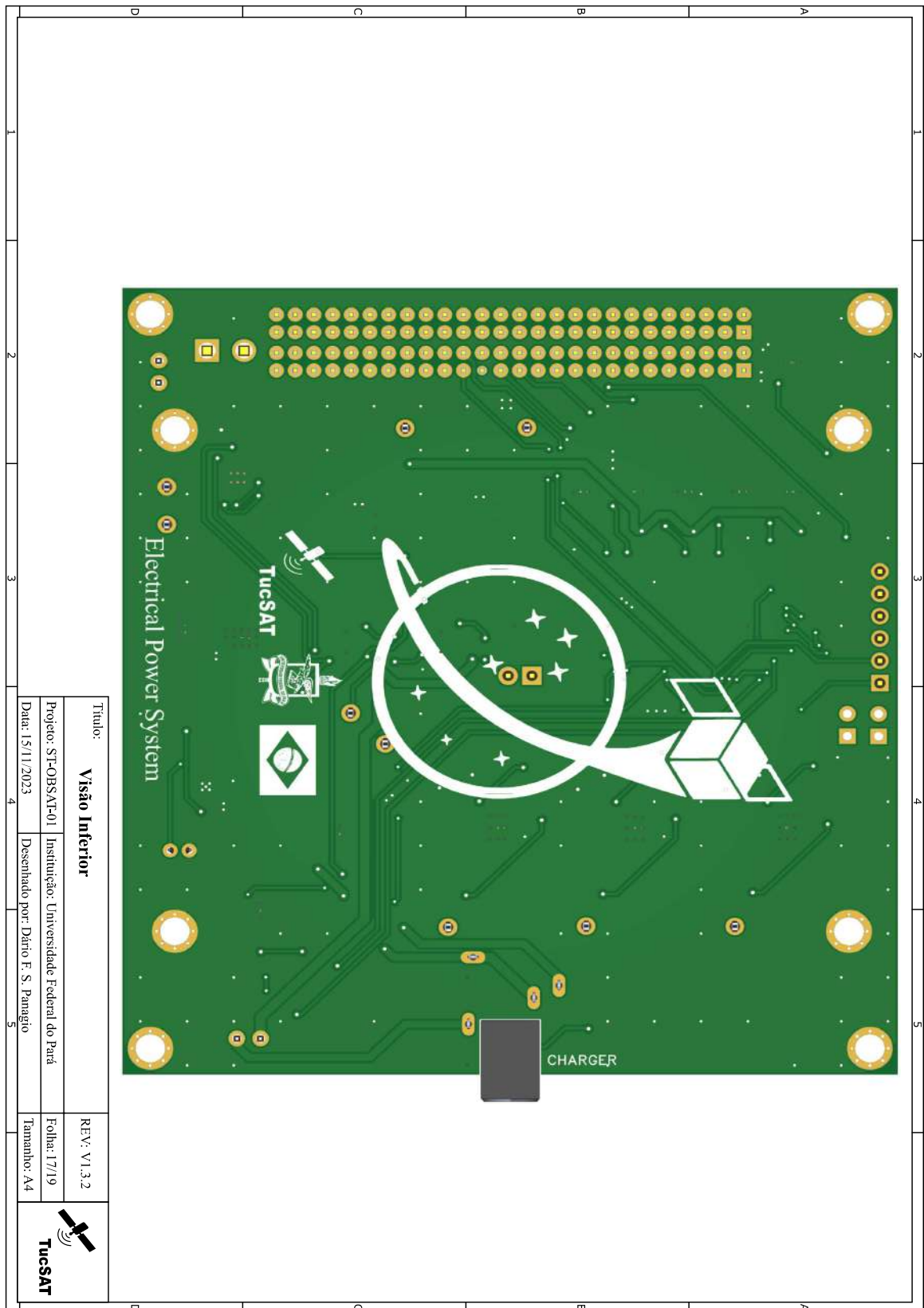
Título:	Montagem Superior	REV: V1.3.2	 TucSAT
Projeto: ST-OBS-AT-01	Instituição: Universidade Federal do Pará	Folha: 13/19	
Data: 15/11/2023	Desenhado por: Dário F. S. Parangio	Tamanho: A4	



Título: Montagem Interior		REV: V1.3.2	
Projeto: ST-OBSAT-01	Instituição: Universidade Federal do Pará	Folha: 14/19	
Data: 15/11/2023	Desenhado por: Darío F. S. Panaggio	Tamanho: A4	







ID	Name	Designator	Footprint	Quantity	Manufacturer Part	JLCPCB Part Class
1	10uF	C1,C6,C11,C27	C0805	4	CL21A106KAYNNNE	Basic Part
2	1uF	C2,C4,C7,C9,C12,C14	C0402	6	0402B102K5000NT	Basic Part
3	1uF	C3,C8,C13,C21,C22,C28,C29	C0603	7	CL10A105KBR8NNNC	Basic Part
4	22uF	C5,C10,C15	C1206	3	CL131A226KAHNNNE	Basic Part
5	10uF	C16,C17,C18	C0603	3	CL10A106MA8R8NRC	Basic Part
6	100uF	C20,C32,C33	C0603	3	CC0603KRX7R9BB104	Basic Part
7	2.2uF	C23,C24	C0603	2	CL10A223K08NNNC	Basic Part
8	10uF	C25	C1206	1	CL131A106KBHNNNE	Basic Part
9	47nF	C26	C0603	1	CL10B473KBR8NNNC	Basic Part
10	0.1uF	C30,C31,C55,C56,C57	C0603	5	CC0603KRX7R9BB104	Basic Part
11	22uF	C34,C35,C36,C39,C40	C0805	5	CL21A226MA0NNNE	Basic Part
12	10uF	C37,C38	C0603	2	CL10A106KPR8NNNC	Basic Part
13	0.1uF	C41,C42,C43,C44,C45,C46,C47,C48,C49,C50,C51,C52,C53,C54	C0603	14		Basic Part
14	P.N.: DC003-1,3	CHARGER	DC-IN-TH DC003-1,3	1	DC003-1,3	Extended Part
15	B5819W	DL,D4,D6,D7	SOD-123_L2,7-W1,6-L5,3-7-RD-1	4	B5819W SL	Basic Part
16	SMAJ5.0A	D2,D3,D5	SMA_L4,3-W2,6-L5,5-0-RD	3	SMAJ5.0A	Basic Part
17	5001	GND,TP1,TP2,TP3,TP4,TP5,TP6,TP8,TP9	TEST-TH_BD2,544P1,39	9	5001	Extended Part
18	M3-MOUNT-HOLE	H1,H2,H3,H4,H7,H8,H9,H10	M3-MOUNT-HOLE	8		Extended Part
19	X4622WV-2X261-C40D28	H5,H6	HDR-TH_52P-P2,00A-AM-R2-C26-S2,00	2	X4622WV-2X261-C40D28	Extended Part
20	Header-Male-2,54_1x6	H11	HDR-TH_6P-P2,54-V-M-1	1	2,54-1x6P 雌针	Extended Part
21	PZ254V-11-02P	H12	HDR-TH_2P-P2,54-V-M	1	PZ254V-11-02P	Extended Part
22	SOLDERJUMPERSMALL_GGJ1		SOLDERJUMPERSMALL	1		Extended Part
23	P.N.: B2P-VH		CONN-TH_B2P-VH-LF-SN	1	B2P-VH(LF)(SN)	Extended Part
24	533980671		CONN-SMD_6P-P1,25-V-M_533980671	1	533980671	Extended Part
25	10uH	L1,L2,L3	IND-SMD_L7,1-W6,6	3	MWSA0603S-100MT	Extended Part
26	6,8uH	L4	IND-SMD_L7,1-W6,6	1	YSP0530-6R8M	Extended Part
27	470nH	L5,L6	IND-SMD_L5,4-W5,2	2	DPE201610E-R47M=P2	Extended Part
28	Red	LED1,LED2,VBUS	LED0603-RD	3	KT-0603R	Basic Part
29	Green	LED3,LED4	LED0603-RD	2	19-217/GHC-YRIS273T	Basic Part
30	NTC	NTC	NTC	1		Extended Part
31	1DC	PI	HDR-TH_2P-P2,54-V-F	1	2,54-1*2P 母	Extended Part
32	Analog	P2	HDR-TH_2P-P2,54-V-F	1	2,54-1*2P 母	Extended Part
33	AO4354	O6	SOIC-8_L4,9-W3,9-P1,27-L5,6,0-BL	1	AO4354	Extended Part
34	1kΩ	R1,R2,R3,R7,R8,R9,R13,R14,R15	R0603	9	0603VA/F1001T5E	Basic Part
35	110uΩ	R4,R10,R16	R1206	3	1206VA4011KT5E	Extended Part
36	470kΩ	R5,R11,R17	R0603	3	0603VA/F4703T5E	Basic Part
37	150kΩ	R6,R12,R18	R0603	3	0603VA/F1503T5E	Basic Part
38	100uΩ	R19,R36,R39	R0805	3	SR732ATTDR100F	Extended Part
39	10kΩ	R20,R21,R22,R23,R29,R32,R37,R38,R40,R41,R71	R0603	11		Basic Part
40	300Ω	R24,R48,R35	R0402	3	0402VCF3000TCE	Basic Part
41	160kΩ	R25	R0805	1	FR0805FT1603T5E	Extended Part
42	3,3kΩ	R26	R0603	1	0603VA/F3301T5E	Basic Part
43	10kΩ	R27	R0805	1	0805W8F1002T5E	Basic Part

Lista de Materiais

Título:	Projeto: ST-OBSAT-01	Instituição: Universidade Federal do Pará	REV: VI.3.2
Data: 15/11/2023	Desenhado por: Dário F. S. Panigio	Folha: 18/19	Tamanho: A4







1	2	3	4	5
44 22kΩ	R28	R0603	1 0603WAF2202T5E	Basic Part
45 10mΩ	R30	R0805	1 RTT05R010FTP	Extended Part
46 1.8MΩ	R31	R0603	1 0603WAF1804T5E	Extended Part
47 2.2kΩ	R33	R0603	1 0603WAF2201T5E	Basic Part
48 68kΩ	R34	R0402	1 0402WGF6802TCE	Basic Part
49 100kΩ	R35, R44, R45, R51, R52	R0603	5 0603WAF1003T5E	Basic Part
50 0Ω	R42, R49	R0805	2 0805W8P0000T5E	Basic Part
51 64.9kΩ	R43, R50	R0603	2 0603WAF6492T5E	Extended Part
52 825kΩ	R46	R0603	1 0603WAF8253T5E	Extended Part
53 91kΩ	R47, R54	R0603	2 0603WAF9102T5E	Basic Part
54 510kΩ	R53	R0603	1 0603WAF5103T5E	Basic Part
55 10kΩ	R56, R58, R60, R62, R64, R66, R68	R0402	7 0402WGF1002TCE	Basic Part
56 56kΩ	R57	R0603	1 0603WAF5602T5E	Basic Part
57 220kΩ	R59, R63, R65	R0603	3 0603WAF2203T5E	Basic Part
58 33kΩ	R61	R0603	1 0603WAF3302T5E	Basic Part
59 120kΩ	R67, R69	R0603	2 0603WAF1203T5E	Basic Part
60 330Ω	R70	R0603	1 0603WAF3300T5E	Basic Part
61 1.2kΩ	R74, R75	R0603	2 0603WAF1201T5E	Basic Part
62 NO	RBF	SWITCHCRAFT_358APC4BH3	1	Basic Part
63 P/N: TS-1187A-B-A-B	RESET	SW-SMD_4P-1.5T-1W5-1P9-70-LS6-5-TL-2	1 TS-1187A-B-A-B	Basic Part
64 P/N: B2B-XH-A	SW1, SW2	CONN-TH_B2B-XH-A-LF-SN	2 B2B-XH-A(LF)SN)	Extended Part
65 SPV1040T	U1,U2,U3	TSSOP-8_1.4-4-W3-0-P0-65-1-56-4-BL	3 SPV1040TTR	Extended Part
66 INA219AIDCNR	U4,U9,U10	SOT-23-8_1.3-0-W1-7-P0-65-1-52-8-BR	3 INA219AIDCNR	Extended Part
67 TLV7433PDBVR	U5	SOT-23-5_1.3-0-W1-7-P0-95-1-52-8-BR	1 TLV7433PDBVR	Extended Part
68 LTC4352CMS#TRPBF	U6	MSOP-12_1.4-0-W3-0-P0-65-1-55-0-BL	1 LTC4352CMS#TRPBF	Extended Part
69 BQ25302RTER	U7	WQFN-16_1.3-0-W3-0-P0-50-BL-EPI-7	1 BQ25302RTER	Extended Part
70 BQ2744IDRZR-G1A	U8	SON-12_1.4-0-W2-5-P0-40-BL-EP	1 BQ2744IDRZR-G1A	Extended Part
71 TPS63802DLAR	U11,U12	VSON-10_1.3-0-W2-0-P0-50-TL	2 TPS63802DLAR	Extended Part
72 TPS2531DBVR	U13,U14,U15,U16,U17,U18,U19	SOT-23-6_1.2-9-W1-6-P0-95-1-52-8-BR	7	Extended Part
73 ATMEGA328P-AU	U20	TQFP-32_1.7-0-W7-0-P0-80-LS9-0-BL	1 ATMEGA328P-AU	Basic Part
74 8MHz	X2	OSC-SMD_3P-1.3-2-W1-3-P1-20-L	1 CSTNE8M00055000R0	Extended Part
75 P/N: 533980471	X+	CONN-SMD_4P-P1.25_533980471	1 533980471	Extended Part
76 533980471	X-,Y+,Y-,Z+,Z-	CONN-SMD_4P-P1.25_533980471	5 533980471	Extended Part

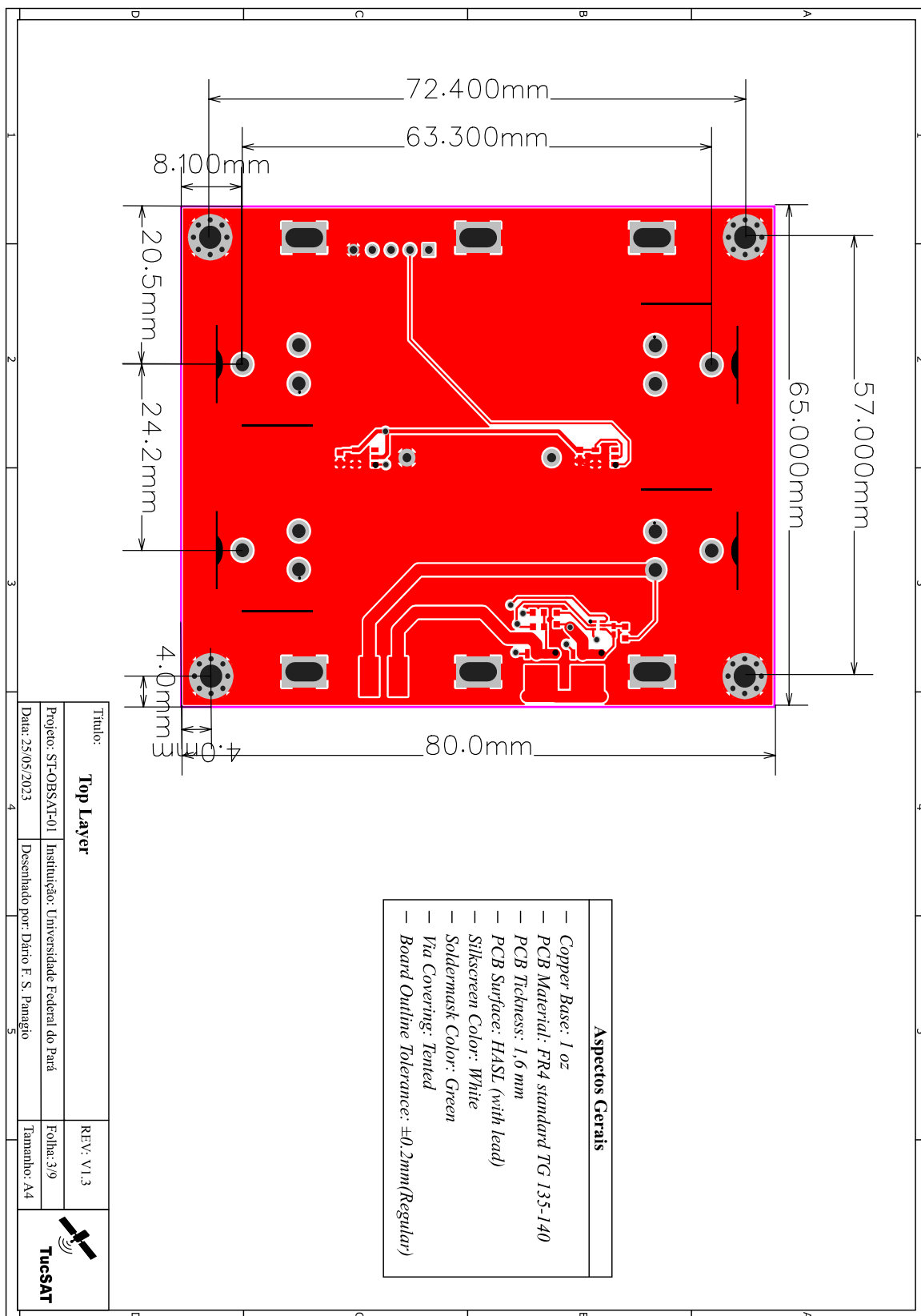
Lista de Materiais

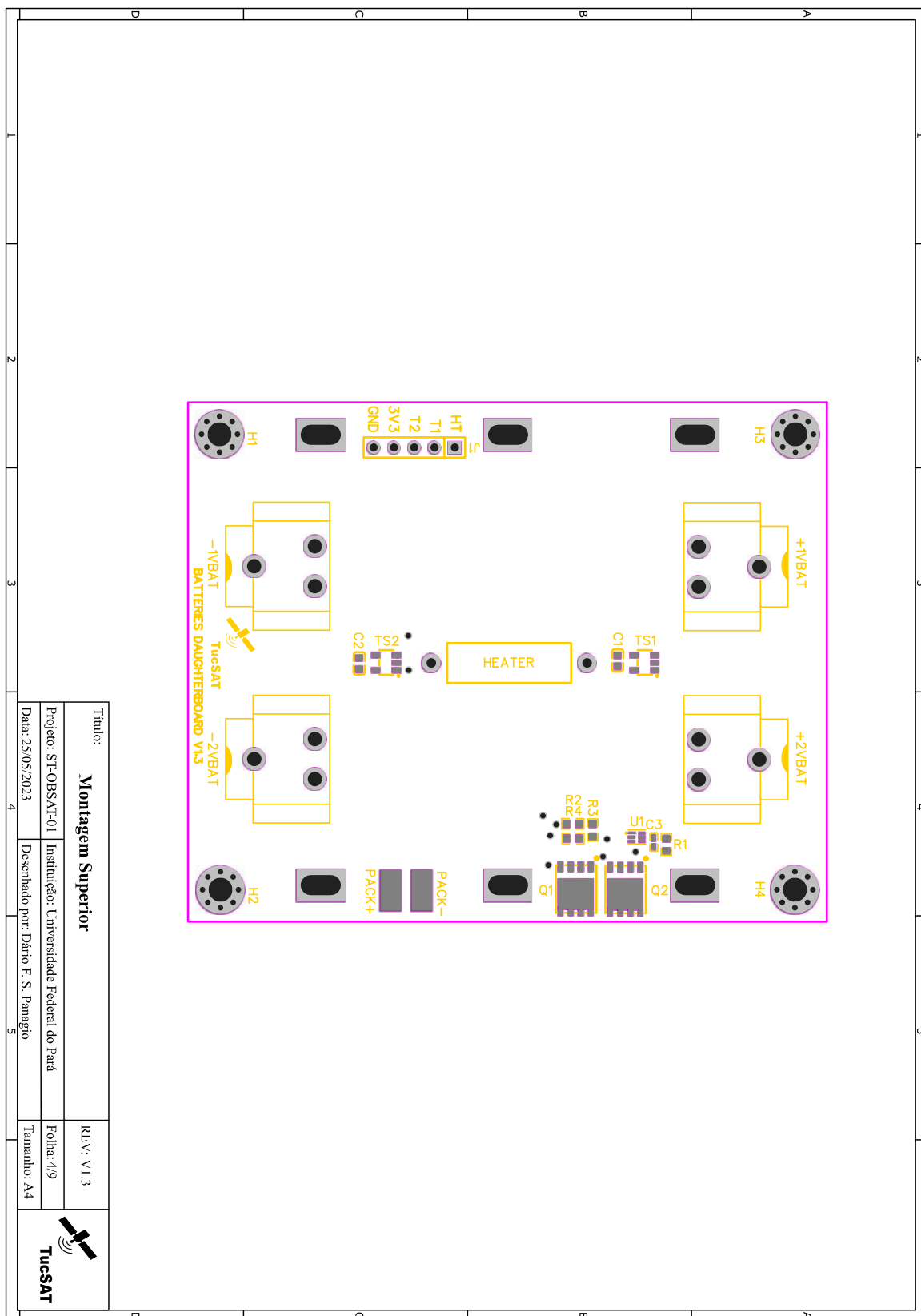
Título:	Projeto: ST-OBSAT-01	Instituição: Universidade Federal do Pará	REV: VI.3.2
Data: 2023-11-27	Desenhado por: Dário F. S. Panigio	Folha: 19/19	Tamanho: A4

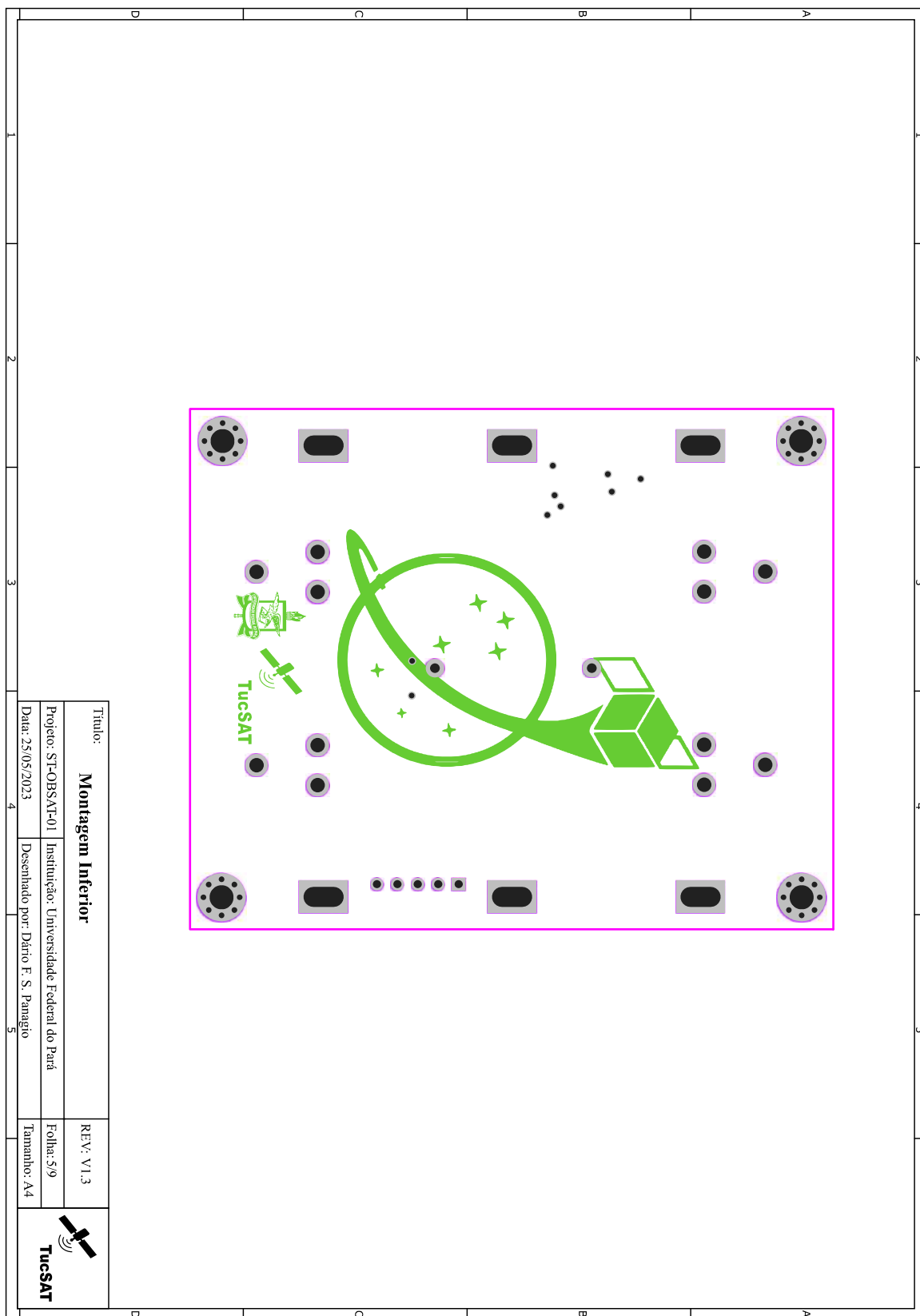


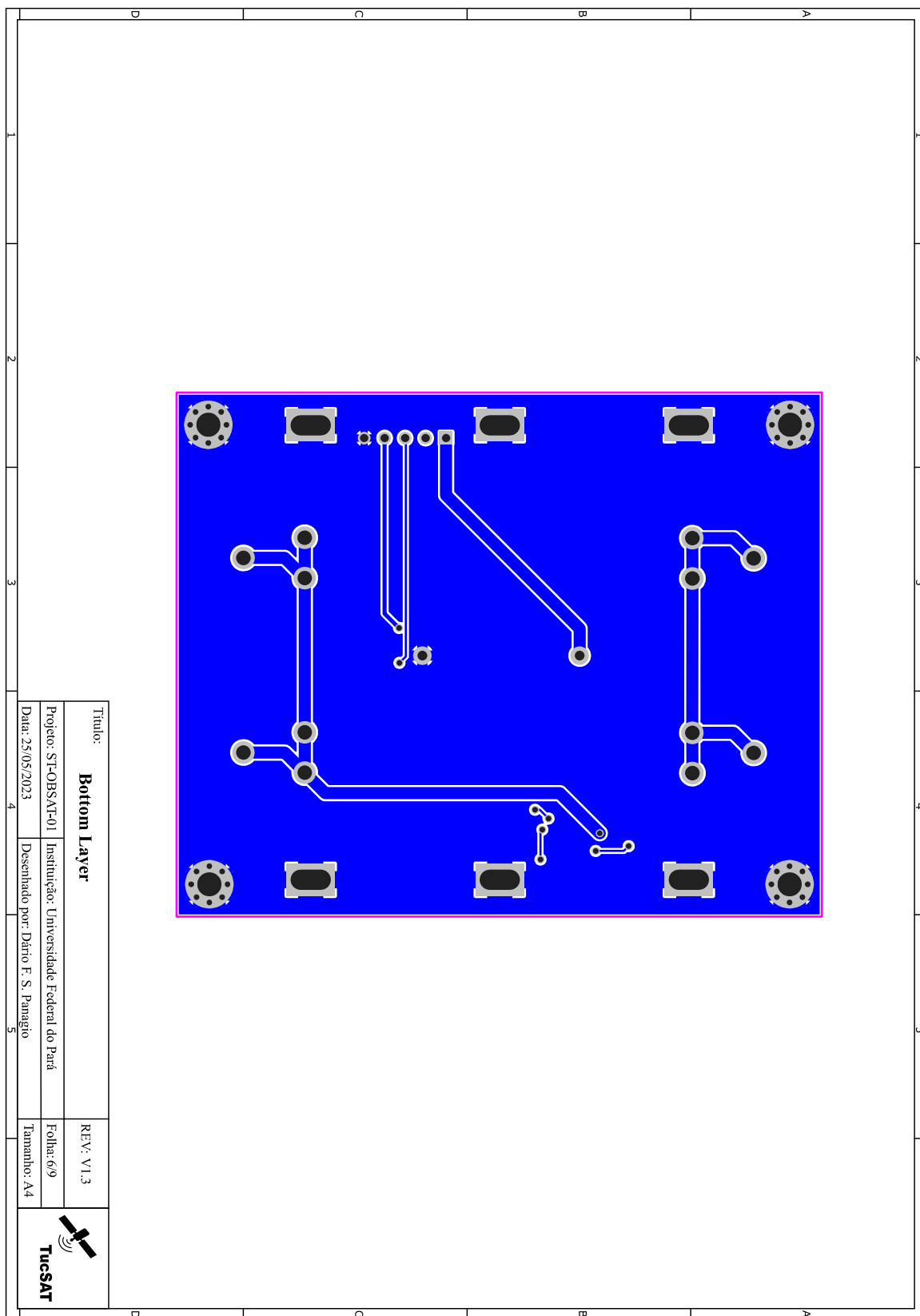
APÊNDICE B – DIAGRAMA ELÉTRICO DA PLACA DA BATERIA

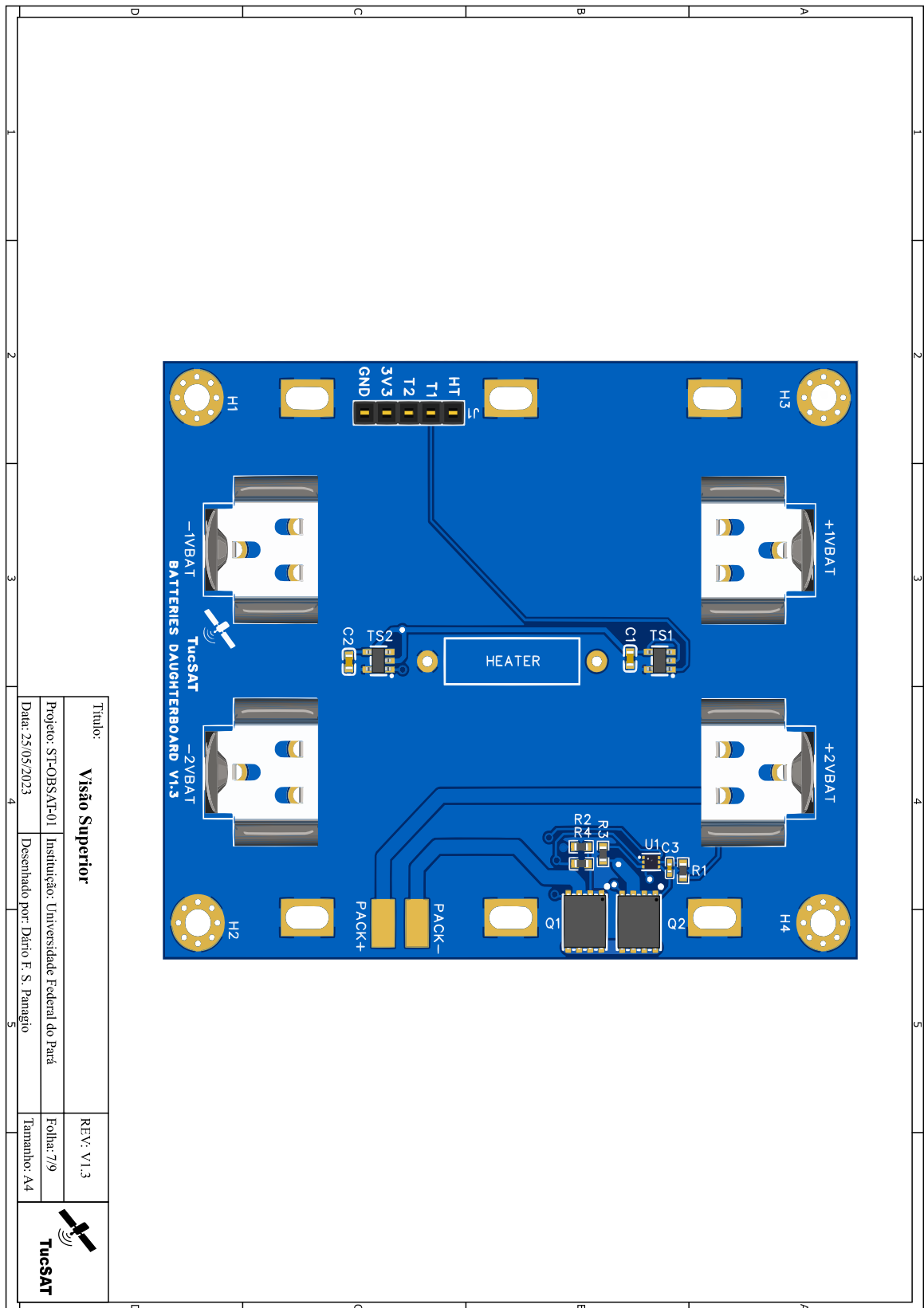
 TUCSAT		<h2>Projeto da Placa de Circuito Impresso da Placa da Bateria</h2> <p>Resumo: Este documento detalha o diagrama elétrico da placa de circuito impresso responsável por alojar e proteger as baterias do EPS do CubeSat 1U da missão ST-OBSAT-01.</p>			Versão do Documento: 1														
					Data de Conclusão: 25/05/2023														
Informações de Contato: dartofermando30@gmail.com		Índice <ol style="list-style-type: none"> 1. Capa 2. Diagrama Elétrico 3. Top Layer 4. Montagem Superior 5. Montagem Inferior 6. Bottom Layer 7. Visão Superior 8. Visão Inferior 9. Lista de Materiais 																	
Histórico de Revisões																			
Revisão	Editor	Data	Descrição																
V1.1	Dário F. S. Panagio	09/03/2023	Versão inicial.																
V1.2	Dário F. S. Panagio	18/04/2023	<ol style="list-style-type: none"> 1. Alteração do sensor de temperatura; 2. Alteração das dimensões da placa. 																
V1.3	Dário F. S. Panagio	25/05/2023	<ol style="list-style-type: none"> 1. Ajuste das dimensões da placa; 2. Primeira versão fabricada. 																
<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td colspan="2" style="text-align: center;">Título: Capa</td> <td>REV: V1.3</td> <td colspan="4" rowspan="3" style="text-align: center;">  TUCSAT </td> </tr> <tr> <td>Projeto: ST-OBSAT-01</td> <td>Instituição: Universidade Federal do Pará</td> <td>Folha: 1/9</td> </tr> <tr> <td>Data: 25/05/2023</td> <td>Desenhado por: Dário F. S. Panagio</td> <td>Tamanho: A4</td> </tr> </table>							Título: Capa		REV: V1.3	 TUCSAT				Projeto: ST-OBSAT-01	Instituição: Universidade Federal do Pará	Folha: 1/9	Data: 25/05/2023	Desenhado por: Dário F. S. Panagio	Tamanho: A4
Título: Capa		REV: V1.3	 TUCSAT																
Projeto: ST-OBSAT-01	Instituição: Universidade Federal do Pará	Folha: 1/9																	
Data: 25/05/2023	Desenhado por: Dário F. S. Panagio	Tamanho: A4																	

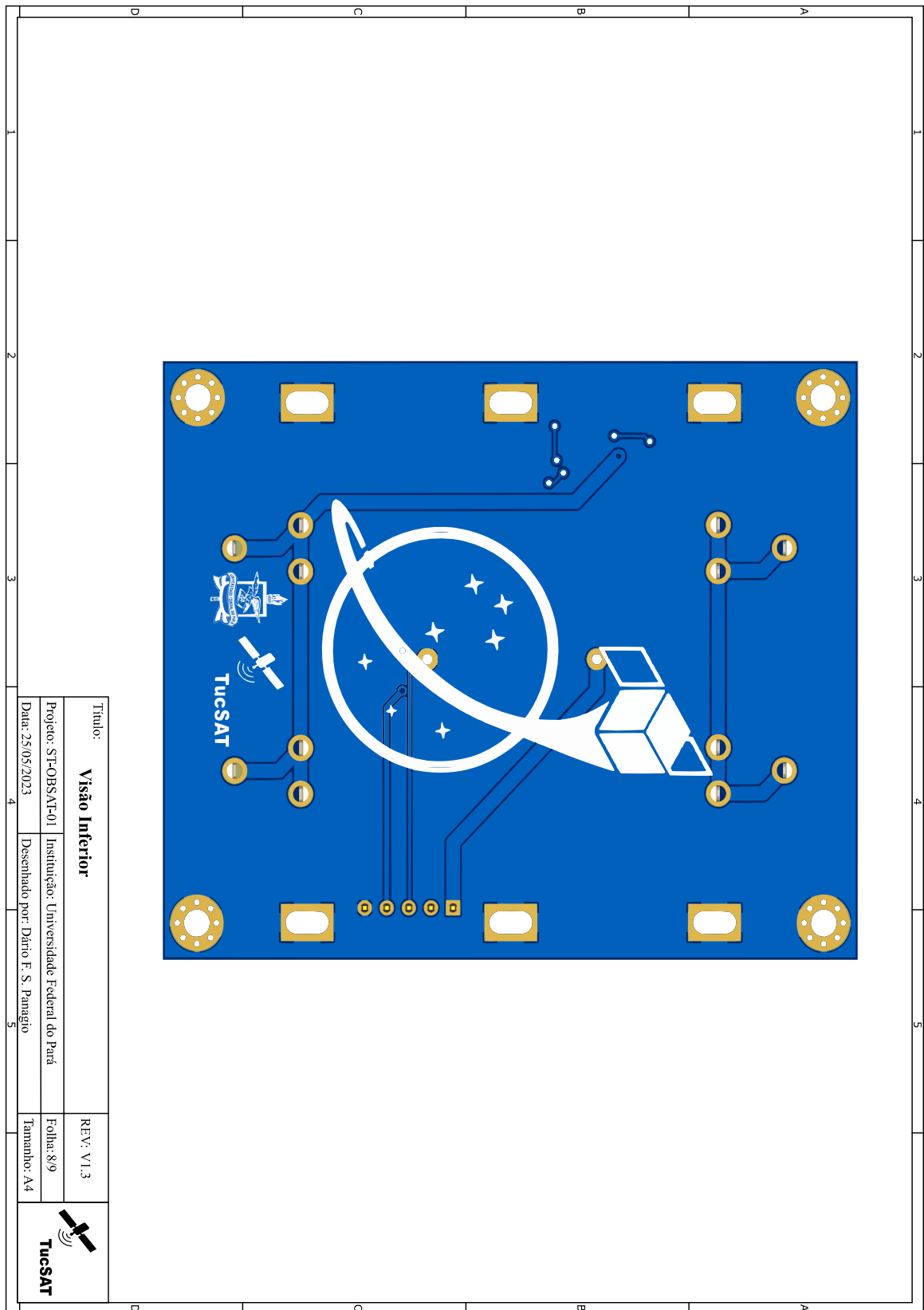













ID	Designator	Footprint	Quantity	Manufacturer Part	JLPCB Part Class
1	+1VBAT,+2VBAT,-1VBAT,-2VBAT	BAT-TH_MY-18650-01	4	MY-18650-01	Extended Part
2	C1,C2	C0603	2	CC0603KRX7R9BB104	Basic Part
3	C3	C0402	1	CL05B104K05NNNC	Basic Part
5	J1	HDR-TH_5P-P2.54-V-F	1	2.54-1*5P	Extended Part
6	Q1,Q2	DFN-8_L5.8-W4.9-P1.27-LS6.0-BL-1	2	CSD17581Q5A	Extended Part
7	R1	R0603	1	0603WAF3300T5E	Basic Part
8	R2	R0603	1	0603WAF2201T5E	Basic Part
9	R3,R4	R0603	2	0603WAF5104T5E	Basic Part
10	TS1	SOT-23-5_L3.0-W1.7-P0.95-LS2.8-BR	1	TMP36GRTZ-REEL7	Extended Part
11	TS2	SOT-23-5_L3.0-W1.7-P0.95-LS2.8-BR	1	TMP36GRTZ-REEL7	Extended Part
12	U1	WSON-6_L1.5-W1.5-P0.50-TL	1	BQ29700DSSER	Extended Part

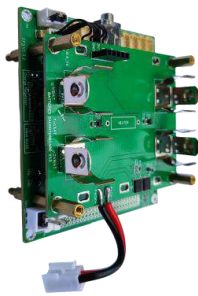
Projeto: ST-OBSAT-01		Instituição: Universidade Federal do Pará	
Data: 25/05/2023		Desenhado por: Darío F. S. Panaggio	
Título: Lista de Materiais		REV: V1.3	 TUSSAT
		Folha: 9/9	
		Tamanho: A4	

APÊNDICE C – INSTRUÇÕES DE USO DO MÓDULO EPS



MANUAL DE INSTRUÇÕES DO MÓDULO EPS

Módulo Principal V1.3.2
Placa da Bateria V1.3



(ATENÇÃO!) Apesar das instruções aqui fornecidas, recomenda-se a leitura e familiarização com o diagrama elétrico completo do módulo antes de qualquer procedimento.

1. Montagem Mecânica

Inicialmente, as duas PCBs devem ser montadas mecanicamente. Para isso, espaçadores M3 devem ser utilizados entre os furos H1, H2, H3 e H4 da Placa da Bateria e os quatro furos mais internos do Módulo Principal, conforme a Figura 1.

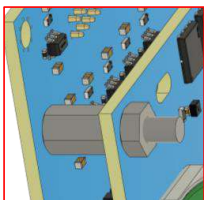


Figura 1

2. Conexões Elétricas

Com o pino RBF inserido, os conectores destinados às *microswitches* (SW1 e SW2) devem ser “jampeados”, conforme ilustrado na Figura 2. Em seguida, o cabo de potência e o cabo de telemetria devem ser encaixados no Módulo Principal.

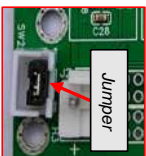


Figura 2

Por último, deve-se verificar a conexão de alimentação do Microcontrolador. **ATENÇÃO!** Existem duas possibilidades de alimentar o Microcontrolador: (1) por meio de um *jumper* na barra de pinos UC LR 3V/3, (2) por meio de um *jumper* de solda nos terminais de J1. Os pontos de ligação são apresentados na Figura 3. **CUIDADO!** Não utilize as duas formas de ligação simultaneamente. A forma 1 utiliza um regulador linear para gerar 3,3 V na entrada do Microcontrolador, enquanto a forma 2 utiliza um regulador chaveado.

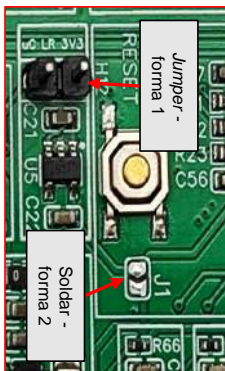


Figura 3

3. Ligando o Módulo

Sempre que as células Li-Ion forem colocadas pela primeira vez, será necessário curto-circuitar, uma única vez, os pontos A e B, ilustrados na Figura 4. Isso pode ser feito com um fio condutor simples. Este procedimento é necessário para inicializar o circuito de proteção.

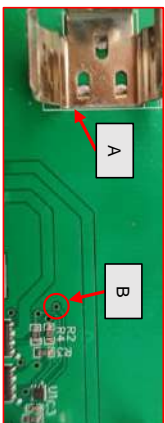





Figura 4


Após a conclusão dos procedimentos anteriores, é possível remover o pino RBF, e o módulo EPS irá ligar.


INSTRUÇÕES GERAIS


 Nunca alimente o módulo através das entradas destinadas aos painéis solares ou ao carregamento externo com tensões superiores a 5,2 V.


 Nunca inverta a orientação de encaixe das células Li-Ion ou utilize células não especificadas.


 Não utilize células Li-Ion com diferença maior que 0,2 V entre elas.

 Nunca inverta a polaridade de uma conexão.

 Mantenha o módulo afastado de líquidos nocivos, umidade, poeira e areia.

 Esteja ciente das precauções de segurança para evitar curto-circuito e eletricidade estática.

 Evite deixar o módulo exposto diretamente à radiação solar por períodos prolongados.

 Não utilize o módulo em temperatura inferior a -20 ° C ou superior a 70 ° C.

Produzido por: Dário F. S. Panagio

E-mail: dariofermando30@gmail.com

Versão do Manual: V1.0

Criado em: 07/01/2024

APÊNDICE D – CÓDIGO DE SIMULAÇÃO DO PAINEL SOLAR

```

1 clear all;close all;clc
2 %% Characterization Of Photovoltaic Panel Using Single Diode
   Model
3 % Codigo originalmente criado por M. Bilal Danoune. Available
   on: <https://www.researchgate.net/profile/Danoune>.
   Acesso em: 19 out. 2023.
4 % Modificado por Dario F. S. Panagio
5
6 it=input('Enter the number of curves you aim to plot: 1,2...N
   : ');
7 for N=1:it;
8 %% SM-SP-RA-1U PV Module DATA
9 T=input('Enter the value of T en C: '); % Temperature of the
   celle en C
10 G=input('Enter the solar irradiance en W/m2: ');% Solar
   Irradiance en W/m2
11 ai=0.36/100; % Current Temperature coefficient(
   ki)
12 av=-6.7/100; % Voltage Temperature coefficient(
   kv)-6.7
13 Isc_r=0.52; % Short-circuit current
14 Voc_r=5.4; % Opent circuit voltage
15 Vm=4.82; % Maximum voltage @ STC
16 Im=0.5; % Maximum current @ STC
17 Pm=2.3; % Maximum power @ STC
18 Ns=2; % Number of Cells
19 n=1.5; % Diode ideality factor (1<n<2)
20
21 %% Internal parameters%%%%%%%%%%
22 Gr=1367; % Reference irradiance on
   space
23 T=T+273.6;
24 Tr= 28 + 273.6; % Temperature reference
25 dT=T-Tr;
26 Isc=Isc_r+ai*dT; % variation of Isc with T
27 Voc=Voc_r+av*dT; % variation de Vco with T

```

```

28 q=1.60217646*power(10,-19);           % charge constant
29 K=1.3806503*power(10,-23);           % Boltzmann constant
30 Vt=(Ns*n*K*T/q);                     % Thermal voltage
31 Eg=1.12;                              % gap energy
32 Iph=Isc*(G/Gr);                       % photo-current
33 Iss=(Isc)/( exp( Voc/Vt )-1 );% saturation current
34 Is=Iss*((T/Tr)^3)*exp(((q*Eg)/(n*K))*((1/Tr)-(1/T)));%
    saturation current
35 Rs=0.2;                               % series resistance
36 Rp=230;                               % parallele resistance
37 %% Newton-Raphson Aproximation Method
38 I=Iph;                                % initial codition
39 V=0:(Voc/100):Voc+1/2;                % input voltage array
40 for n1=1:length(V)                    % Newton-Raphson loop for calculating
    output current
41     for n2=1:20
42         Vd= (V(n1)+Rs*I);              % Diode voltage
43         Id=Is*( exp(Vd/Vt) -1);        % Diode current
44         Ip=Vd/Rp;                      % Parallele
    resistance Current
45         f=Iph-I-Id-Ip;                 % f(I)=0
46         df=-1-(Is*Rs/Vt)*exp(Vd/Vt)-(Rs/Rp); % f'(I)=0
47         I=I-f/df;% Newton-Raphson formula
48     end                                % end of Newton-Raphson
49     if I<0
50         I=0;
51     end
52     Ipv(n1)=I;                         % Accumulation of
    output current
53 end
54 %% Graphics Plotting
55
56 P=Ipv.*V;% Output power
57 %Graph V-I
58 figure(1)
59 hold on
60 plot(V,Ipv,'linewidth',N)
61 grid on
62 % Graph V-P

```

```
63 figure(2)
64 plot(V,P,'linewidth',N)
65 hold on
66 grid on
67 % Graph I-V P-V
68 figure(3)
69 yyaxis left
70 ylim([0 0.7])
71 plot(V, Ipv, 'linewidth', N)
72 ylabel('Corrente [A]')
73 hold on
74 yyaxis right
75 plot(V, P, 'linewidth', N)
76 ylabel('Potencia [W]')
77 grid on
78 xlabel('Tensao [V]')
79 legend('Curva I-V', 'Curva P-V', 'Location', 'best')
80
81 % Graph I-V for different loads
82 Vr = 0:0.01:6;
83 R = [5,10,25];
84 for i=1:length(R)
85     Ir(i,:)=Vr/R(i);
86 end
87 figure(4)
88 hold on
89 ylim([0 0.7])
90 plot(V,Ipv,'linewidth',N)
91 plot(Vr,Ir)
92 xlabel('Tensao [V]')
93 ylabel('Corrente [A]')
94 grid on
95
96 end
```

APÊNDICE E – PROCEDIMENTOS DE TESTE

E.1 Roteiro do teste de Inspeção Visual

O primeiro passo ao receber uma PCB fabricada (e, em alguns casos, montada) é inspecioná-la visualmente para verificar se está de acordo com sua aparência esperada. Os principais problemas observados devem ser identificados e relatados (SPACELAB, 2023). A Tabela 10 resume as etapas de inspeção visual.

Tabela 10 – Roteiro do teste de Inspeção Visual

Tipo de teste	Inspeção Visual
Código do subteste	Descrição
TA1	Verifique o pacote recebido, revise a proteção da embalagem utilizada e veja se ela manteve a integridade física e estética da placa.
TA2	Verifique se a qualidade geral especificada no processo de fabricação está de acordo com sua classe IPC; o modelo de engenharia deve ser Classe 2, enquanto o modelo de voo deve ser Classe 3.
TA3	Inspeccione o lado superior e inferior da PCB e verifique se todos os componentes estão bem soldados e se sua polaridade e rótulos estão corretos de acordo com os esquemáticos e o modelo 3D. Consulte a Figura 46 e 47 para referência. Se a placa ainda não estiver montada, detalhe as inconsistências encontradas durante a montagem.
TA4	Tire uma foto de alta resolução centrada em ambos os lados da placa para documentação; evite reflexos, se possível.
Critério de Sucesso	A placa precisa aparentar estar funcional em relação às suas especificações elétricas visuais.

Fonte: Adaptado de (SPACELAB, 2023)

E.2 Roteiro do teste de Inspeção Mecânica

Esses testes verificam se a placa possui as especificações mecânicas esperadas antes da integração (SPACELAB, 2023). A Tabela 11 resume os passos da inspeção mecânica.

E.3 Roteiro do teste de Inspeção de Integração

Esses testes verificam a integração antes da montagem completa do módulo no *CubeSat* (SPACELAB, 2023). A Tabela 12 resume os passos da inspeção de integração.

E.4 Roteiro do teste de Inspeção Elétrica

Esses testes verificam se os componentes utilizados no módulo montado estão corretos, se estão bem soldados e se há algum outro erro no *layout* (SPACELAB, 2023). A Tabela 13

Tabela 11 – Roteiro do teste de Inspeção Mecânica

Tipo de teste	Inspeção Mecânica
Código do subteste	Descrição
TB1	Verificar o contorno das dimensões da placa e o tamanho e posicionamento dos furos de montagem com uma ferramenta de medição ou através da impressão em escala 1:1 da folha de especificações do projetista da placa.
TB2	Medir o peso da placa com uma balança eletrônica com pelo menos 0,1 gramas de precisão.
Critério de Sucesso	A placa fabricada precisa seguir as especificações mecânicas do documento do projetista.

Fonte: Adaptado de (SPACELAB, 2023)

Tabela 12 – Roteiro do teste de Inspeção de Integração

Tipo de teste	Inspeção de Integração
Código do subteste	Descrição
TC1	Verificar os rótulos de pinagem dos conectores externos em comparação com a documentação presente na Seção 4.2.
TC2	Verificar a posição dos conectores e possíveis problemas de integração provenientes dos cabos que conectam o Módulo Principal com a Placa da Bateria e painéis solares.
Critério de Sucesso	Os rótulos e a disposição dos conectores externos devem estar de acordo com a documentação e não apresentar quaisquer possíveis problemas de integração.

Fonte: Adaptado de (SPACELAB, 2023)

resume os passos da inspeção elétrica.

E.5 Roteiro do Teste Elétrico

Aqui é necessário utilizar equipamentos como multímetro, osciloscópio, fonte de alimentação ou qualquer dispositivo que possa ser utilizado para avaliar a interface entre componentes e conectores (SPACELAB, 2023). A Tabela resume os passos dos testes elétricos.

E.6 Roteiro do Teste Funcional

É necessário avaliar se o módulo pode executar algum código e se está pronto para ser utilizado durante o desenvolvimento e depuração do *software* de voo (FSW) (SPACELAB, 2023). A Tabela 15 resume os passos dos testes funcionais.

Tabela 13 – Roteiro do teste de Inspeção Elétrica

Tipo de teste	Inspeção Elétrica
Código do subteste	Descrição
TD1	Verificar a existência de curtos-circuitos visíveis nos barramentos do módulo. Não é necessário usar nenhum equipamento; trata-se apenas de uma "inspeção visual".
TD2	Verificar se todos os componentes foram soldados. Se houver componentes ausentes, é necessário avaliar se isso foi intencional ou não.
TD3	Verificar se os pinos dos CIs e outros componentes estão danificados.
TD4	Verificar se há alguma soldagem inadequada.
TD5	Verificar se os componentes estão trocados ou conectados "ao contrário".
TD6	Verificar o <i>part number</i> dos componentes.
Critério de Sucesso	Todos os componentes previstos estão conectados corretamente à placa, sem apresentar erros visíveis.

Fonte: Adaptado de (SPACELAB, 2023)

Tabela 14 – Roteiro do Teste Elétrico

Tipo de teste	Teste Elétrico
Código do subteste	Descrição
TE1	Usando um multímetro, verifique a existência de curtos-circuitos nos barramentos do módulo, principalmente nos barramentos de alimentação.
TE2	Se o módulo não apresentar curtos-circuitos entre os sinais GND e VCC, ligue o módulo com uma fonte de alimentação para verificar se ele liga.
TE3	Verificar o consumo de energia do módulo.
TE4	Verificar se os conversores do módulo estão funcionando conforme o previsto.
TE5	Verificar se o módulo não está superaquecendo.
TE6	Verificar se os sinais estão sendo transmitidos corretamente pelos barramentos.
Critério de Sucesso	Os módulos não apresentam curtos-circuitos e podem ser ligados sem problemas críticos.

Fonte: Adaptado de (SPACELAB, 2023)

E.7 Roteiro do Teste de Módulo

O módulo será testado para avaliar se pode se comunicar com outros módulos, se seus sensores estão medindo corretamente todas as variáveis (por exemplo, tensão, corrente, temperatura) e se está operando conforme o esperado. A Tabela 16 resume os passos dos testes do módulo.

Tabela 15 – Roteiro do Teste Funcional

Tipo de teste	Teste Funcional
Código do subteste	Descrição
TF1	Verificar se o módulo pode executar um código, preferencialmente algo simples, como um "LED piscante".
TF2	Verificar se o módulo pode executar seu <i>firmware</i> , mesmo que esteja incompleto.
TF3	Verificar se o módulo pode realizar alguns autotestes. Os resultados desses autotestes serão apresentados no <i>log</i> correspondente.
TF4	Verificar se os LEDs estão funcionando conforme o previsto.
TF5	Verifique os <i>logs</i> por um período mais longo.
Critério de Sucesso	O módulo possui as funcionalidades mínimas esperadas.

Fonte: Adaptado de (SPACELAB, 2023)

Tabela 16 – Roteiro do Teste de Módulo

Tipo de teste	Teste de Módulo
Código do subteste	Descrição
TG1	Executar e revisar o <i>firmware</i> do módulo.
TG2	Verificar e revisar os <i>drivers</i> , dispositivos e tarefas para garantir que as funcionalidades estejam corretamente implementadas.
TG3	Verificar e revisar a configuração dos protocolos de comunicação utilizados.
TG4	Verificar e revisar todos os barramentos para verificar se há alguma anomalia ou comportamento inesperado.
TG5	Verificar e revisar a operação do módulo ao submeter a uma situação limite (<i>edge situation</i>).
TG6	Execute os testes unitários.
TG7	Execute códigos de teste do sistema na placa.
TG8	Execute a versão mais recente e estável do código e revise o comportamento.
Critério de Sucesso	O módulo está operando corretamente.

Fonte: Adaptado de (SPACELAB, 2023)

Anexos

ANEXO A – FICHA TÉCNICA DOS PAINÉIS

SM-SP-RA-1U



SPACEMANIC

Solar panel RA

First class panel

SM-SP-RA-1U

Using the power of mighty God RA!
First Class solar panels for nano-satellite and small satellite missions.

FEATURES

- Two AZUR Space 30% Triple Junction GaAs Junction Solar Cell in series configuration
- Compatible with several cubesat vendor structures and EPSs
- LEO rated at 2.3 Watts (1U side panel)
- Compliant to cubesat standard
- Options for sensor and interface accommodation
- Integrated temperature sensor TI TMP112
- Integrated SLCD-61N8 photodiode
- Space grade protection diode

PRODUCT PROPERTIES

- Operating temperature: -40°C to +125°C
- Mass: 50g (1U)
- Thickness: 1.6mm ± 10%
- Photodiode: 5° heading accuracy
- PCB material: FR4 with Kapton overlay

FUNCTIONAL CHARACTERISTICS

- Open circuit voltage (Voc): 5.4V
- Short circuit current (Isc): 0.52A
- Max power voltage (Vmp): 4.82V
- Max power current (Imp): 0.5A



INTERFACES

- Molex® PicoBlade connectors for power lines
- I2C for temperature sensor and photodiode communication

AVAILABLE OPTIONS

- Size: 1U-12U (side, top)
- Custom design with different cell layout, sensor mounts
- Version with integrated patch antenna for S band communication, GNSS receiver or Iridium/Globalstar satellite communication system
- Version with integrated electromagnetic coil for detumbling
- Extra copper layer for radiation shielding
- Fake panel (without solar cells)
- STL model for 3D printer

TESTING & HERITAGE

- Flight Heritage Hardware
- Vibration / Mechanical Shock / Thermal Vacuum tests
- Radiation Tolerance: 2years min in LEO
- Test reports on demand

info@spacemanic.com | www.spacemanic.com

Fonte: (SPACEMANIC, 2023)

ANEXO B – FICHA TÉCNICA DA CÉLULA LG MJ1

Item	Condição / Observação	Especificação
Capacidade	Padrão	Nominal 3500 mAh Mínimo 3350 mAh
Tensão nominal	Valor médio	3,635 V
Padrão de carregamento	Corrente constante	0,5C (1675 mA)
	Tensão constante	4,2 V
	Corrente final (corte)	50 mA
Tensão de carga máx.	-	4,2 +/- 0,05 V
Corrente de carga máx.	-	1,0 C (3350 mA)
Padrão de descarga	Corrente de descarga	0,2 C (670 mA)
	Tensão final (corte)	2,5 V
Corrente de descarga máx.	-	10 A
Peso	Valor aproximado	49 g
Temperatura de operação	Carga	0 ~45 °C
	Descarga	-20 ~60 °C
Temperatura de armazenamento	1 mês	-20 ~60 °C
	3 meses	-20 ~45 °C
	1 ano	-20 ~20 °C

Fonte: Adaptado de LG Chem: Disponível em:

<https://power.tenergy.com/content/datasheet/30708_datasheet.pdf>. Acesso em: 14 out. 2023.

ANEXO C – MAPA DE PINOS PC104

Interno				Externo			
Pino	Nome do Pino	Pino	Nome do Pino	Pino	Nome do Pino	Pino	Nome do Pino
1	TRC 5V	2	TRC 5V	1	GND	2	GND
3		4		3	GND	4	GND
5		6		5	GND	6	GND
7	ADCS 5V	8	ADCS 5V	7	GND	8	GND
9	ADCS 3,3V	10	ADCS 3,3V	9	GND	10	GND
11		12		11	GND	12	GND
13	OBC 3,3V	14	OBC 3,3V	13	GND	14	GND
15		16		15	GND	16	GND
17		18		17	GND	18	GND
19	OnçaSat 5V	20	OnçaSat 5V	19	GND	20	GND
21		22		21	GND	22	GND
23		24		23	GND	24	GND
25	Millenium 5V	26	Millenium 5V	25	GND	26	GND
27	Millenium 3,3V	28	Millenium 3,3V	27	GND	28	GND
29		30		29	GND	30	GND
31	EPS USART - RX	32	EPS USART - TX	31	GND	32	GND
33		34		33	GND	34	GND
35	TRC USART - RX	36	TRC USART - TX	35	GND	36	GND
37		38		37	GND	38	GND
39	ADCS USART - RX	40	ADCS USART - TX	39	GND	40	GND
41		42		41	GND	42	GND
43	OnçaSat USART - RX	44	OnçaSat USART - TX	43	GND	44	GND
45		46		45	GND	46	GND
47	Millenium USART - RX	48	Millenium USART - TX	47	GND	48	GND
49	Millenium I2C - RX	50	Millenium I2C - TX	49	GND	50	GND
51	CAN - H	52	CAN - L	51	GND	52	GND

Fonte: Elaborado pelo autor