

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
ENGENHARIA AEROESPACIAL

PEDRO HENRIQUE SANTOS MOURA

ESTUDO DE ARQUITETURA E VALIDAÇÃO COMPUTACIONAL DE PLACAS DE
BATERIAS PARA EPS DE CUBESATS

Joinville
2024

PEDRO HENRIQUE SANTOS MOURA

ESTUDO DE ARQUITETURA E VALIDAÇÃO COMPUTACIONAL DE PLACAS DE
BATERIAS PARA EPS DE CUBESATS

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador(a): Dr. Anderson Wendorf Spengler

Coorientador(a): João Cláudio Elsen Barcellos

Joinville

2024

"Medicine, law, business, engineering. These are noble pursuits, necessary to sustain life. But poetry, beauty, romance, love, these are what we stay alive for."
(Dead Poet's Society)

In memoriam de Elza Maria dos Santos Moura

AGRADECIMENTOS

Agradeço principalmente aos meus pais Pedro e Elza, e a minha irmã Juliana, por todo o apoio emocional e financeiro que me deram por todos estes anos.

Às minhas tias Eliane e Evania pelo incentivo que sempre me incentivaram em relação a educação e à leitura. Sem vocês eu com certeza não seria capaz fazer uma faculdade.

Ao meu orientador professor Anderson Spengler e o meu coorientador João Barcellos pelo apoio na realização da pesquisa e por todo o esforço para fazer este trabalho acontecer mesmo em meio às adversidades.

Aos meus amigos de Sete Lagoas, por nunca me deixarem esquecer a minha essência.

Agradeço profundamente aos amigos que fiz em Joinville, em especial Vitória Rosa, Daniel Champoski, Felipe Schneider, Victor Muta, Henrique Caiado, Vitor Botelho, Vitor Pena, Breno Pena, e Daniel Rojas por todo o apoio que sempre me deram, mesmo nos períodos mais turbulentos.

Ao George Manske e ao Rodrigo Knabach por, além de me aguentarem todos os dias nos últimos anos, tornarem possível a conclusão do meu curso.

Ao Alysson Oliveira, Augusto Úngaro, e Pedro Arfeli, por constantemente proporcionarem aventuras verdadeiramente épicas durante os últimos 2 anos, e que serviram como válvula de escape fundamental.

Por último, mas não menos importante, agradeço aos meus ídolos que através dos seus discos e livros, sempre me ajudaram a enxergar com o coração como acender a luz nos momentos mais difíceis.

“ Sonhos são coisas perigosas. A gente não decide tê-los, nem define como serão. Eles nascem por eles próprios, crescem em silêncio e espalham raízes nas nossas escolhas todas. Sem a gente perceber, os sonhos já nos são. ”

Tamara Klink

RESUMO

O padrão CubeSat de plataformas orbitais ganhou muito destaque nos últimos anos devido a redução significativa de custo e tempo de desenvolvimento dos projetos. No entanto, a utilização de componentes de bancada neste padrão de satélites torna necessário estudos aprofundados com o intuito de aumentar a confiabilidade destas plataformas. Neste contexto, o maior número de falhas críticas após o lançamento de CubeSats está relacionado ao Sistema de Potência Elétrica. Portanto, objetiva-se com este trabalho propor a arquitetura de uma placa de baterias que seja versátil e robusta para integrar um Sistema de Potência Elétrica. Para cumprir este objetivo, foi realizado um levantamento dos requisitos operacionais deste sistema, a seleção criteriosa dos componentes baseada nestes requisitos, e a elaboração de uma arquitetura utilizando estes componentes. Por fim, são apresentadas as simulações de comportamento operacional da arquitetura proposta, que foram realizadas por meio do software LTSpice.

Palavra-chave: CubeSat. Subsistema EPS. Sistemas Embarcados. Placa de Baterias.

ABSTRACT

The CubeSat standard of orbital platforms has gained a lot of prominence in recent years due to the significant reduction in cost and project development time. However, the use of components off the shelf in this satellite standard makes it necessary to carry out in-depth studies in order to increase the reliability of these platforms. In this context, the largest number of critical failures after the launch of CubeSats is related to the Electrical Power System. Therefore, the aim of this work is to propose the architecture of a battery board that is versatile and robust for integration into an Electrical Power System. In order to fulfill this objective, a survey of the operational requirements of this system was carried out, the careful selection of components based on these requirements, and the design of an architecture using these components. At the end, simulations of the operational behavior from the proposed architecture are presented, which were built using the LTSpice software.

Keywords: CubeSat. EPS Subsystem. Embedded Systems. Battery Board.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Lançamento de CubeSats ao longo dos anos	11
Figura 2 – Falha por Subsistema	12
Figura 3 – Baterias mais Utilizadas de Acordo com a Composição	20
Figura 4 – Potência Fornecida por Massa	22
Figura 5 – $V_{GS} \times I_D$ Mosfet do BMS	23
Figura 6 – Modelagem das Baterias	28
Figura 7 – Resistência x Temperatura	28
Figura 8 – Aproximação Linear do Termistor	29
Figura 9 – Comparador de Tensão	30
Figura 10 – Circuito Aquecedor Individual	31
Figura 11 – Potência Fornecida com Apenas 1 Placa	32
Figura 12 – Potência Fornecida com 2 Placas	33
Figura 13 – Relação Entre Tensões de Entrada do Comparador	33
Figura 14 – Relação entre a Potência Dissipada e a Temperatura	34
Figura 15 – Circuito Protetor - Topologia Unitária	40
Figura 16 – Circuito Protetor - Topologia Modular	41
Figura 17 – Circuito Aquecedor Completo	42

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Comparação de Baterias por Liga	17
Tabela 2 – Métodos de Balanceamento de Células de Carga	18
Tabela 3 – Comparação das Baterias 18650 Mais Utilizadas em 2023	21
Tabela 4 – Comparação de Mosfets Recomendados	23
Tabela 5 – Comparação de Transformadores Recomendados	24
Tabela 6 – Comparação de Termistores	25
Tabela 7 – Circuitos Comparadores Certificados para Voo	26
Tabela 8 – Funções BMS	27

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	11
1.1	OBJETIVO GERAL	13
1.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	13
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	14
2.1	AMBIENTE ESPACIAL	14
2.1.1	Variações Extremas de Temperatura	14
2.1.2	Exposição ao Vácuo	14
2.1.3	Exposição à Radiação	14
2.1.4	Vibrações e Choques Mecânicos Durante o Lançamento	15
2.2	USO DE COMPONENTES DE BANCADA	15
2.3	SUBSISTEMA DE ENERGIA	16
2.3.1	Geração de Energia	16
2.3.2	Armazenamento de Energia	16
2.3.3	Fornecimento de Potência Elétrica	18
3	MATERIAIS E MÉTODOS	19
3.1	ESCOLHA DOS COMPONENTES	19
3.1.1	Componentes Passivos	19
3.1.2	Bateria	19
3.1.3	Circuito Protetor de Baterias	21
3.1.3.1	Mosfets	23
3.1.3.2	Transformadores	24
3.1.3.3	Profundidade de Descarga	24
3.1.4	Controle Térmico das Células de Carga	24
3.1.4.1	Sensor de Temperatura	25
3.1.4.2	Aquecedor Elétrico	25
3.1.4.3	Mosfet para Aquecedor	26
3.1.4.4	Comparador	26
3.2	MODELAGEM MATEMÁTICA	27
3.2.1	Modelagem da Bateria	27
3.2.2	Termistor	28
3.2.3	Circuito Aquecedor Individual	29
4	RESULTADOS	32
4.1	POTÊNCIA FORNECIDA POR 1 PLACA	32
4.2	POTÊNCIA FORNECIDA POR 2 PLACAS	32
4.2.1	Circuito Aquecedor	33
5	CONCLUSÕES	35

5.1	TRABALHOS FUTUROS	35
	REFERÊNCIAS	37
6	APÊNDICE A - CIRCUITO PROTETOR UNITÁRIO	40
7	APÊNDICE B - CIRCUITO PROTETOR MODULAR	41
8	APÊNDICE C - CIRCUITO AQUECEDOR COMPLETO	42
9	ANEXO A - ESPECIFICAÇÕES TÉCNICAS DO TERMISTOR	43

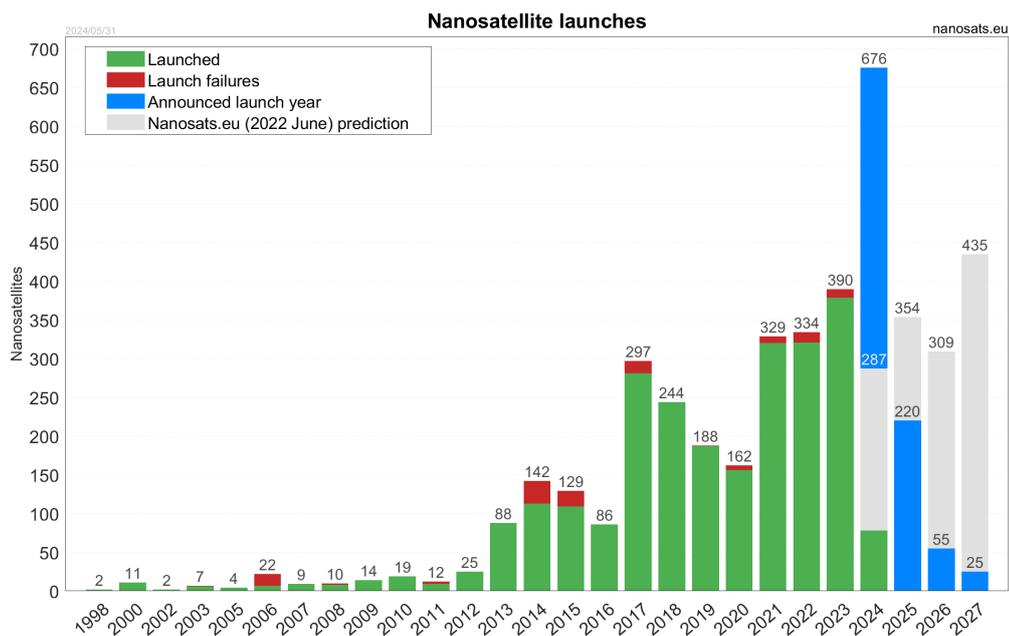
1 INTRODUÇÃO

O padrão CubeSat de plataformas orbitais foi proposto em 1999 por Jordi Puig-Suari, da California Polytechnic State University, e Bob Twiggs, da Stanford University. Este padrão consiste na combinação de estruturas cúbicas conhecidas como Unidades, que devem possuir 10 cm em cada lado e peso de até 2 kg, e proporciona redução de custos em todas as fases de projeto e de complexidade na etapa de desenvolvimento, simplificando as etapas de experimentação e demonstração de tecnologia, e viabilizando a coleta de dados para diversas pesquisas climáticas (PROGRAM, 2022; NASA,).

O desenvolvimento deste padrão de plataformas orbitais é normalmente subdividido em diversos subsistemas interligados. Em relação às ocorrências e criticidade de falhas, o subsistema de potência elétrica (EPS) é o principal foco de estudo, pois análises estatísticas conduzidas na Delft University of Technology revelaram que o EPS apresenta maior incidência de falhas críticas, colocando em risco o sucesso das missões espaciais (LANGER; BOUWMEESTER, 2016).

A alta adesão desse padrão de satélites pelo setor aeroespacial é corroborada pelo gráfico da base de dados (KULU, 2024), mostrando os lançamentos de CubeSats ao longo dos anos, desde a proposição do modelo em 1999 até Março de 2024, com os lançamentos já agendados para os próximos anos até 2027.

Figura 1 – Lançamento de CubeSats ao longo dos anos

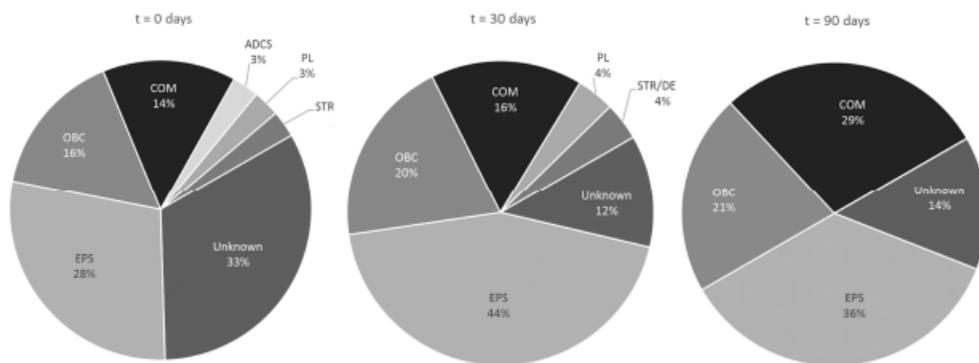


Fonte: (KULU, 2024)

Durante a fase de desenvolvimento de placas de circuito impresso (PCI) para ambiente espacial devem ser considerados vários aspectos que comprometem o funcionamento adequado e duração da vida útil dos componentes, como por exemplo alta variação de temperatura, exposição ao vácuo, ausência de condução de calor por convecção, e altos níveis de radiação (RIGO et al., 2020).

Em um estudo com o objetivo de criar uma ferramenta estatística de estimativa da confiabilidade de CubeSats em 2017, (LANGER; BOUWMEESTER, 2016) investigou 178 lançamentos, e a partir destas análises com auxílio de métodos complexos de Monte Carlo, foi possível concluir que o sistema EPS é o que mais contribui para falhas críticas, conforme mostrado na figura a seguir, em relação os dias de missão.

Figura 2 – Falha por Subsistema



Fonte: (LANGER; BOUWMEESTER, 2016)

O programa Constelação Catarina da Agência Espacial Brasileira (AEB) é composto por um conjunto de nanossatélites a serem desenvolvidos como objetivo de auxiliar setores como agropecuário e defesa civil integrando o Sistema Brasileiro de Coleta de Dados e o Sistema Integrado de Dados Ambientais, o que torna este programa um marco do Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE) 2022-2031. Este conjunto de satélites está sendo desenvolvido pelo Instituto Senai de Inovação em Sistemas Embarcados em conjunto com a Universidade Federal de Santa Catarina por meio do Laboratório de Pesquisa de Sistemas Espaciais (SpaceLab), com apoio da AEB e participação do INPE, além de outras instituições (Agência Espacial Brasileira (AEB), 2023a).

O programa GOLDS-UFSC, também desenvolvido pelo SpaceLab é uma plataforma que tem como objetivo principal demonstrar e validar novas tecnologias espaciais, utilizando uma plataforma 2U, e contendo como carga útil uma tecnologia do INPE para coleta de dados atmosféricos (Agência Espacial Brasileira (AEB), 2023b).

Diante desse contexto, propõe-se um estudo sobre a arquitetura de uma placa de baterias seguindo os princípios de alta confiabilidade definidos em (RIGO et al., 2020) e (FIGUEIREDO, 2023), a fim de ser validada por meio de simulações computacionais.

1.1 OBJETIVO GERAL

Objetiva-se com este trabalho o estudo da arquitetura de uma placa de baterias e realizar a validação computacional desta arquitetura por meio do software LTSpice com o objetivo de integrar um sistema de potência elétrica de CubeSats.

1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Para realizar o desenvolvimento desta placa, é necessário delimitar o escopo do projeto de acordo com os seguintes objetivos específicos:

- Levantar os requisitos de uma placa de baterias para um CubeSat;
- Definir os critérios de seleção de componentes para o subsistema;
- Escolha criteriosa de todos os componentes da arquitetura proposta;
- Demonstrar viabilidade conceitual da arquitetura proposta por meio de simulação computacional dos circuitos;

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 AMBIENTE ESPACIAL

O ambiente espacial apresenta uma série de complexidades para a operação de sistemas eletrônicos, como variações intensas de temperatura, exposição à radiação e ao vácuo, além do processo de lançamento que submete os dispositivos a serem lançados a intensas vibrações e choques mecânicos.(RIGO et al., 2020)

2.1.1 Variações Extremas de Temperatura

A maioria dos CubeSats operam em órbita terrestre baixa (LEO - Low Earth Orbit), ou seja, abaixo de 2000 Km de altitude. Nesta região do espaço, as temperaturas externas de um CubeSat podem variar entre 120°C quando estão na fase orbital de exposição solar, e abaixo de -100°C quando em eclipse. O satélite é exposto a este gradiente a cada órbita, que aproximadamente 90 minutos.

Essas flutuações térmicas podem causar expansão e contração dos materiais, levando a tensões mecânicas e, eventualmente, a falhas em componentes eletrônicos. Por exemplo, a fadiga térmica pode resultar na fratura de soldas e interconexões, essenciais para a operação dos sistemas eletrônicos. A confiabilidade dos componentes semicondutores também pode ser comprometida devido à degradação acelerada provocada pelas variações térmicas(DARBALI-ZAMORA et al., 2018).

2.1.2 Exposição ao Vácuo

As duas principais formas pelas quais a exposição ao vácuo afeta sistemas eletrônicos em ambiente espacial são em relação à condução térmica, pois no vácuo não ocorre o fenômeno de transferência de calor por convecção, e por consequência todos os sistemas de gerenciamento térmico do satélite precisam levar este aspecto em consideração; e pelo fenômeno de degaseificação, que consiste na liberação de gases contidos em componentes, como por exemplo capacitores eletrolíticos(RIGO et al., 2020).

2.1.3 Exposição à Radiação

Radiação ionizante consiste em partículas eletricamente carregadas que ao incidir nos componentes podem causar diversos danos, como comprometer a vida útil da estrutura mecânica do satélite; inversão de bits de memória; ocorrência de latchups (fenômeno elétrico similar a um curto circuito); e dose ionizante total (TID), que pode

alterar propriedades elétricas de materiais semicondutores resultando na alteração da sensibilidade de sensores e operação de transistores(TODD; UZNANSKI, 2015).

2.1.4 Vibrações e Choques Mecânicos Durante o Lançamento

O veículo lançador, durante a operação, submete CubeSats a intensas vibrações e choques mecânicos. Os motores do veículo geram vibrações contínuas de alta frequência, enquanto eventos como a separação dos estágios e a liberação do satélite introduzem choques mecânicos bruscos. Essas forças podem alcançar várias dezenas de vezes a aceleração da gravidade e podem durar desde milissegundos até vários segundos(RIGO et al., 2020).

Portanto, um projeto estrutural de CubeSats deve considerar a resistência a vibrações e choques mecânicos. Materiais leves mas robustos, como alumínio e compósitos de fibra de carbono são frequentemente utilizados para garantir a integridade estrutural. A integração de elementos estruturais reforçados e o uso de técnicas de montagem adequadas são essenciais para mitigar os impactos das vibrações e choques(CAPOVILLA et al., 2019).

2.2 USO DE COMPONENTES DE BANCADA

Um dos princípios presentes no desenvolvimento de CubeSats desde a proposta desse modelo em (PUIG-SUARI et al., 2001)consiste na utilização de componentes de bancada (COTS), ou seja, componentes que já foram desenvolvidos previamente, sem o rigor de desenvolvimento para componentes de operação em ambiente espacial desde o começo, e já estão disponíveis para compra.

A utilização deste tipo de componente é um dos principais motivos para a alta adesão ao modelo, como apresentado na introdução, pois reduz consideravelmente os custos dos componentes e o tempo de desenvolvimento do projeto como um todo. No entanto, o fato de o seu desenvolvimento não incluir desde o início requisitos de ambiente espacial torna o risco da sua utilização mais elevado.

Por esse motivo, são apresentadas em (FIGUEIREDO, 2023) técnicas para desenvolvimento de plataformas orbitais que utilizem estes componentes com uma maior taxa de confiabilidade, que consistem em escolha criteriosa dos componentes; projeto sem uso de processador sempre que possível; redundância passiva; e monitoramento e controle via OBDH. Além da importância de implementação das etapas de verificação e validação (V&V) para redução do risco de falhas críticas como apresentadas em (BARCELLOS, 2022) e (MARTINS, 2022).

2.3 SUBSISTEMA DE ENERGIA

O subsistema de potência elétrica (EPS - Electrical Power System) é responsável por coordenar a geração, armazenamento e fornecimento de energia elétrica entre todos os subsistemas durante todas as etapas da missão de um CubeSat.

De acordo com (CUNNINGHAM et al., 2018), o subsistema de EPS pode ser dividido nos seguintes setores:

- Geração de energia;
- Armazenamento de energia;
- Distribuição e controle de energia;
- Monitoramento e Controle via OBDH;

Considerando a necessidade do desenvolvimento de um sistema EPS que seja confiável, foi elaborada a arquitetura de uma placa de baterias considerando os princípios levantados por (FIGUEIREDO, 2023) e (RIGO et al., 2020), com o objetivo de cumprir as funções do setor de armazenamento de energia do EPS, além de realizar o monitoramento e controle via OBDH das respectivas funções.

2.3.1 Geração de Energia

A geração de energia em nanossatélites ocorre principalmente por meio de células fotovoltaicas, que funcionam por meio da liberação de fótons de átomos de materiais semicondutores a partir da incidência de luz solar. Existem diversos materiais utilizados para a construção destas células, sendo os modelos mais comuns feitos a partir de silício monocristalino e policristalino.

Apesar de serem o método mais comum para geração de energia em ambiente espacial, a baixa eficiência das células fotovoltaicas consiste em um dos maiores desafios durante a sua operação, por isso são implementados diversos algoritmos para que possam operar no seu ponto de potência máxima.(FIGUEIREDO, 2023)

2.3.2 Armazenamento de Energia

Para o armazenamento de energia em plataformas orbitais são utilizadas baterias recarregáveis, e para evitar danos às células, sobretudo por fatores do ambiente espacial, é necessária a implementação de um sistema de gerenciamento de baterias (BMS) que constantemente faça o controle do estado de carga, temperatura de operação, forneça proteções contra sobrecarga e descarga excessiva, além de realizar o balanceamento de carga entre as células.

Os critérios de seleção das baterias utilizadas baseiam-se principalmente na tolerância das células quanto a essas características do ambiente, além da capacidade de ciclos de carga e descarga e densidade energética.

A tabela abaixo sintetiza um estudo de (CUNNINGHAM et al., 2018) que compara diversas tecnologias utilizadas.

Tabela 1 – Comparação de Baterias por Liga

	Ag-Zn	Ni-Cd	Ni-H2	Li-Ion
Energia específica (Wh/kg)	110	35	60	130
Densidade de energia (Wh/l)	200	90	65	200
Taxa de descarga	Alta	Méd-Alta	Méd-Alta	Alta
Capacidade de ciclo	Baixa	Alta	Alta	Méd
Temperatura de operação (C)	10-50	0-40	-20-30	0-60
Tensão nominal da célula	1,5	1,3	1,3	3,6
Medidor de energia	Nenhum	Nenhum	Pressão	Tensão
Vida útil	180 dias	4-5 anos	4-5 anos	4-5 anos
Custo	Baixo	Méd-Baixo	Alto	Méd-Alto

Adaptado de (CUNNINGHAM et al., 2018)

Quando diversas baterias são utilizadas em conjunto, ocorre o efeito de desbalanceamento devido a fatores como condições de armazenamento, lote de produção, e conexão com a placa. Este fenômeno consiste em uma célula do conjunto de baterias descarregar em uma taxa diferente das demais, ocasionando na diminuição da vida útil do sistema como um todo.

Métodos de balanceamento de cargas são formas de mitigar este efeito, e podem ser feitos de forma ativa, ou passiva. Os métodos passivos consistem basicamente em instalar um resistor entre as células propiciando um fluxo de corrente devido à diferença de potencial entre as células gerada pelo desbalanceamento. O balanceamento passivo é simples de implementar e possui baixo custo, no entanto, a corrente que flui pelo resistor é completamente dissipada, tornando o sistema pouco eficiente.

Quando a eficiência é um parâmetro muito crítico, utilizam-se as técnicas de balanceamento ativo, que consistem em circuitos capazes de transferir corrente de uma célula para outra sem perder toda a energia envolvida. Por necessitarem de circuitos mais complexos também possuem custo mais elevado.

A Tabela 2 lista alguns destes métodos de balanceamento.

Tabela 2 – Métodos de Balanceamento de Células de Carga

Balanceamento Passivo	Balanceamento Ativo
Resistor de derivação fixo	Com capacitor
Resistor de derivação comutável	Com indutor ou transformador
	Com conversor CC-CC
	Capacitor único
	Múltiplos capacitores
	Indutores únicos/múltiplos
	Transformador único
	Múltiplos transformadores
	Conversor flyback/forward
	Conversor de ponte completa

Adaptado de (LEE et al., 2016)

2.3.3 Fornecimento de Potência Elétrica

Por fim, é também função do sistema de fornecimento de potência elétrica distribuir energia aos demais componentes do satélite de forma segura e confiável. Para que isso ocorra, são necessários conversores DC-DC que condicionem os níveis de tensão requeridos pelas demais placas, assim como circuitos de proteção contra curto circuitos, latchups ou demais falhas elétricas.

Vale mencionar ainda, que é extremamente importante a presença de mecanismos que monitorem a potência sendo fornecida para cada componente, com a finalidade de implementar algoritmos de melhoramento da eficiência energética de todo o satélite (CUNNINGHAM et al., 2018).

3 MATERIAIS E MÉTODOS

3.1 ESCOLHA DOS COMPONENTES

Diante do exposto, os componentes escolhidos para elaboração dos circuitos a serem simulados foram criteriosamente escolhidos, inicialmente dentre as bases de dados (NASA, 2016; ESCIES, 2024; GSFC, 2021) por componentes que sejam certificados para voo espacial, ou como tolerantes a altas doses de radiação. No caso em que mais de um componente que atenda os requisitos ser encontrado nestas bases de dados, ou caso não encontrado nenhum, os critérios de seleção específicos são apresentados nesta seção.

3.1.1 Componentes Passivos

De acordo com o apresentado em (FIGUEIREDO, 2023), componentes passivos como resistores, capacitores e indutores não precisam de seleção tão criteriosa como os componentes ativos para aplicações espaciais se estão atuando dentro dos seus limites nominais, pois no geral possuem taxa de falha por radiação de no mínimo uma ordem de grandeza inferior aos outros componentes, além de taxas desprezíveis de ponto único de falha - modo de falha em que apenas uma ocorrência individual compromete todo o sistema.

É importante ressaltar que embora capacitores sejam classificados como componentes passivos, e portanto possuem taxa de falha desprezíveis em relação a exposição a radiação, capacitores eletrolíticos são altamente suscetíveis a falha crítica devido ao efeito de degaseificação, tornando necessária a escolha de capacitores de construção cerâmica ou de tântalo.(RIGO et al., 2020)

3.1.2 Bateria

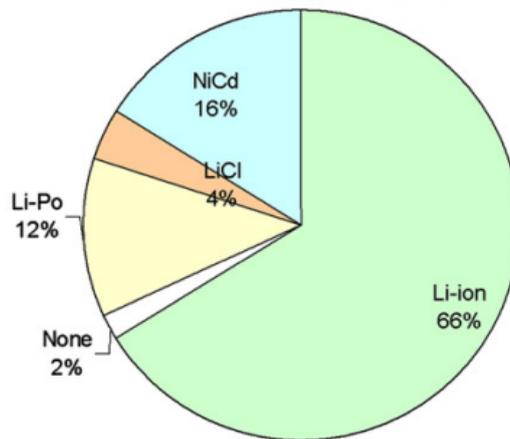
As principais características a serem consideradas no processo de escolha de baterias para as plataformas Cubesats de acordo com (KNAP et al., 2020) são a capacidade de fornecimento de corrente, a profundidade de descarga e o tempo de vida. Conforme a tabela apresentada na seção 2.3.2, concluí-se que as baterias de Li-íon atendem à maior parte destes requisitos. A preferência por baterias de Li-íon em projetos de nanossatélites também é corroborada por (BOUWMEESTER; GUO, 2010), que mostra 66% das baterias recarregáveis usadas em nanossatélites como sendo de Li-íon.(KNAP et al., 2020) ainda cita que baterias de Li-S e de estado sólido parecem promissoras para uso futuro, mas que no momento não cumprem os requisitos para ampla aplicação em ambiente espacial.

De acordo com (Nasa, 2023), o encapsulamento de baterias mais utilizado para nanossatélites é o 18650 (18 mm de diâmetro x 65 mm de comprimento) por possuírem tamanho adequado ao padrão dimensional da plataforma CubeSat e relativa boa tolerância a ambiente espacial.

Para a escolha da bateria utilizada, foram comparadas as baterias mais utilizadas nos CubeSats lançados em 2023 de acordo com (Nasa, 2023) por meio da análise das folhas de dados fornecidas pelos fabricantes. A comparação pode ser vista na tabela 3, e o modelo selecionado foi o Samsung 35E por apresentar a maior densidade energética, ou seja, potência por massa.

Devido a limitações dimensionais do padrão de CubeSats, cada placa utilizará 4 baterias, pois este é o número máximo em uma placa de 10 cm por 10 cm.

Figura 3 – Baterias mais Utilizadas de Acordo com a Composição



(BOUWMEESTER; GUO, 2010)

Tabela 3 – Comparação das Baterias 18650 Mais Utilizadas em 2023

Célula de Bateria	Wh/Kg	Capacidade Nominal	Capacidade De Descarga	Faixa de Temperatura [°C]	Nº de ciclos
MoliCel ICR 18650H	182	2100mAh	-	0 – 45	>300
LG ICR18650B4	191	2600mAh	500mA	0 – 45	>300
Panasonic NCR18650B	243	3250mAh	650mA	10 – 45	-
Panasonic NCR18650A	252	2250mAh	450mA	0 – 45	>500
Panasonic NCR18650GA	259	3360mAh	670mA	10 – 45	-
Samsung 50E	262	4900mAh	980mA	0 – 45	>500
Molcel INR 18650 M35A	263	3500mAh	-	0 – 60	>400
LG M50	264	4850mAh	970mA	0 – 50	>500
LG MJ1	266	3500mAh	680mA	0 – 45	>400
Sony VC7	267	3500mAh	680mA	-20 – 60	350
LG INR18650 M36T	269	3000mAh	670mA	0 – 50	1000
Samsung 35E	276	3350mAh	680mA	0 – 45	500

Fonte: Adaptado de (Nasa, 2023)

3.1.3 Circuito Protetor de Baterias

Levando em consideração que a eficiência de baterias é um requisito fundamental no gerenciamento de baterias de nanossatélites, o balanceamento deve ser feito de forma ativa, apesar desta abordagem adicionar custo e complexidade ao projeto.

Foi decidido utilizar um Circuito Integrado (CI) protetor para realizar este balanceamento ativo porque esta abordagem permite cumprir as principais funções de um BMS apresentadas na seção 2.3.2 ao mesmo tempo que realiza o balanceamento de cargas de forma eficiente, mas ainda assim mantém a diretriz apresentada por (FIGUEIREDO, 2023) de não utilizar microncontroladores caso seja possível.

Outro requisito considerado para a escolha deste circuito integrado, com o objetivo de agregar à placa robustez e versatilidade, foi a possibilidade de topologia modular, ou seja, podem ser instaladas mais de uma placa em um satélite conforme a demanda energética da plataforma CubeSat específica, sem a necessidade de recursos adicionados que não tenham sido pré-aprovados.

Sendo assim, foram pesquisados circuitos integrados protetores de bateria com estas funções nas bases de dados previamente mencionadas e nenhum circuito foi encontrado. Este resultado era esperado, pois de acordo com o relatório publicado pela Nasa no final de 2023 sobre o estado da arte em desenvolvimento de nanossatélites (Nasa, 2023), sistemas EPS com topologia modular ainda não são muito encontrados.

Portanto, foram pesquisados circuitos com estas funções nos sites dos principais fabricantes de componentes eletrônicos utilizando os filtros dos próprios sites. Ao utilizar estes sites, foi importante adicionar filtros sobre a composição das baterias utilizadas. Os únicos resultados encontrados foram o BQ77915 da Texas Instruments, o LTC3300-1 e o LTC3300-2 da Analog Device.

A partir de análise cuidadosa das características informados pelos fabricantes dos circuitos encontrados, os únicos capazes de serem utilizados em topologia modular sem circuito adicional, são os LTC3300-1 e LTC3300-2 da Analog Device, pois apesar de o BQ77915 possuir a função modular de acordo com os filtros, é obrigatório o uso de circuito adicional.

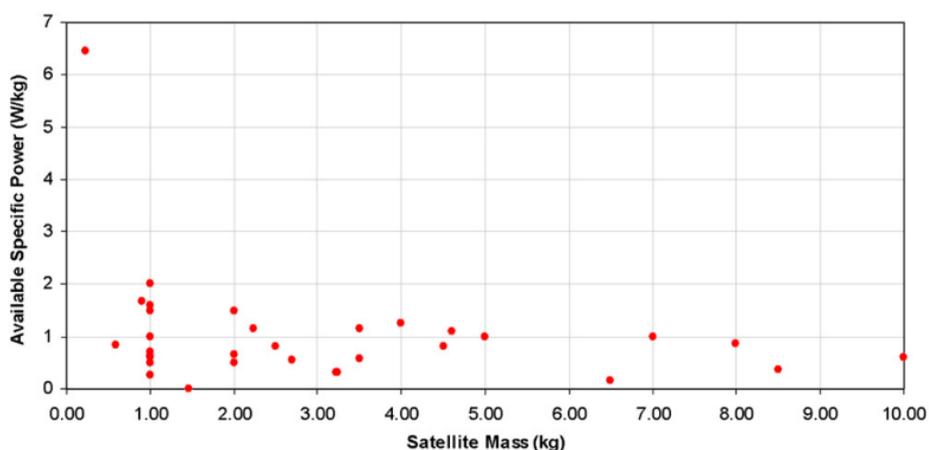
A escolha entre os modelos LTC3300-1 e LTC3300-2 foi feita com base na disponibilidade de modelos de suporte ao projetista fornecidos pelo próprio fabricante. Existem mais documentos de apoio para o componente LTC3300-1 do que para o LTC3300-2. Mas de acordo com as fichas técnicas, a única diferença é a possibilidade de configurar múltiplos endereços para utilizar a comunicação via protocolo SPI do LTC3300-2.

É importante ressaltar que a topologia modular destes circuitos pode ser utilizada sem circuito adicional para circuitos com até 12 baterias do modelo escolhido de acordo com o fabricante. Acima disso, é necessária a utilização de mais componentes.

O circuito utilizado para simulação deste componente segue as orientações do fabricante conforme apresentadas na ficha técnica, assim como a escolha criteriosa dos componentes adjacentes para esta topologia segue a base de dados fornecida pelo fabricante.

Uma comparação entre potência disponível e a massa de 43 nanossatélites realizada em 2010 por (BOUWMEESTER; GUO, 2010), mostrou que plataformas com massa a partir de 1Kg não ultrapassaram a relação de 2W/kg, sendo que a maioria não chegou a 1,5W/kg.

Figura 4 – Potência Fornecida por Massa



Fonte: (BOUWMEESTER; GUO, 2010)

3.1.3.1 Mosfets

A ficha técnica do CI de proteção escolhido fornece uma tabela de mosfets sugeridos para o uso. Sendo assim, as fichas técnicas fornecidas pelos respectivos foi cuidadosamente analisadas. Uma vez que as principais características mais superficiais de todos estes mosfets propostos são suficientes para o sistema proposto. A área também foi analisada.

Tabela 4 – Comparação de Mosfets Recomendados

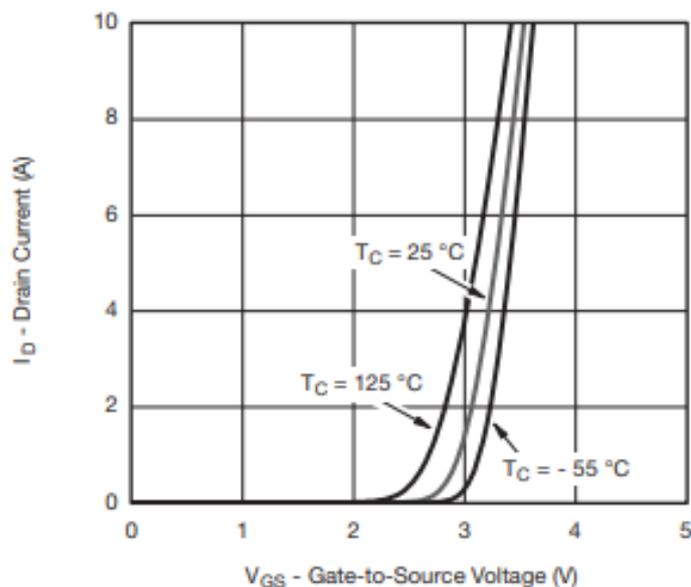
Modelo	Fabricante	I_{DS} (máx)	V_{DS} (máx)	Área [mm x mm]
SiR882DP	Vishay	60A	100V	5.15x6.15
SiS892DN	Vishay	25A	100V	3.3x3.3
IPD70N10S3-12	Infineon	70A	100V	40x40
IPB35N10S3L-26	Infineon	35A	100V	40x40
RJK1051DPB	Renesas	60A	100V	6.1x4.9
RJK1054DPB	Renesas	92A	100V	6.1x4.9

Adaptado de (ANALOG DEVICES,)

Devido a área do SiS892DN, do fabricante Vishay possuir área consideravelmente menor que os outros Mosfets, ele foi escolhido.

Também foi avaliada a tensão de V_{GS} do mosfet, para garantir que o acionamento possa ser feito a partir de tensões fornecidas pela bateria .Os valores foram julgados como adequados, pois o acionamento ocorre de forma satisfatória com o valor de tensão nominal da bateria escolhida.

Figura 5 – $V_{GS} \times I_D$ Mosfet do BMS



Fonte: (VISHAY INTERTECHNOLOGY,)

3.1.3.2 Transformadores

De forma similar aos mosfets, foram analisados os transformadores indicados na ficha técnica do fabricante do CI, no entanto, como é demonstrado na tabela abaixo, foram encontradas as fichas técnicas de apenas 4 dos modelos recomendados. Mas ainda assim, CTX02-188922-R e do 750312677(THT) podem ser encontradas apenas em site de fornecedores que indicam a obsolescência destes produtos, e os respectivos fabricantes não fornecem mais a ficha técnica deles.

Dessa forma, propõe-se o uso do 750312504(SMT) da Würth Elektronik por ser o menor dentre os únicos dois modelos em que é possível verificar as informações informadas.

Tabela 5 – Comparação de Transformadores Recomendados

Transformador	Fabricante	Indutância Primária	Isat	Área [mm x mm]
750312504(SMT)	Würth Elektronik	3.5 μH	10A	17.75 x 13.44
750312677(THT)	Würth Elektronik	3.5 μH	10A	12.7 x 13.7
MA5421-AL	Coilcraft	3.4 μH	10A	17.95 x 13.46
CTX02-18892-R	Coiltronics	3.4 μH	10A	7.9 x 7.9
XF0036-EP13S	XFMRS Inc	3.0 μH	10A	-
L00-321	BH Electronics	3.4 μH	10A	-
DHCP-X79_1001	TOKO	3.4 μH	10A	-
C128057LF	GCI	3.4 μH	10A	-
T10857-1	Inter Tech	3.4 μH	10A	-

Adaptado de (ANALOG DEVICES,)

3.1.3.3 Profundidade de Descarga

A proteção contra descarga excessiva do circuito protetor é ativada apenas quando as células de carga atingem valores inferiores aos recomendados pelo fabricante. Este circuito também não possui monitoramento do estado de carga sem a utilização de circuitos integrados adicionais.

Portanto, para evitar que as células sejam danificadas por descarga excessiva, propõe-se uma conexão que envie de forma analógica o estado de carga das baterias diretamente ao OBDH. Dessa forma, operações que não sejam críticas para o funcionamento da missão podem ser executadas apenas quando o nível de tensão das baterias estiver dentro de valores seguros

3.1.4 Controle Térmico das Células de Carga

Conforme apresentado anteriormente, o estresse térmico é um dos principais modos de falha ocasionados pela exposição ao ambiente espacial, então propõe-se

um sistema de proteção térmica para garantir a manutenção da vida útil das baterias, que são os componentes mais termicamente sensíveis deste sistema de acordo com todas as fichas técnicas analisadas.

O controle térmico em CubeSats pode ser realizado de forma passiva ou ativa para manter a temperatura de determinado componente dentro da faixa ideal de operação tanto para evitar o esfriamento excessivo, quanto o aquecimento excessivo. No entanto, métodos passivos para evitar esfriamento podem, no máximo atrasar o aquecimento, e embora esta abordagem seja válida para algumas aplicações, não é recomendado para componentes críticos.(Nasa, 2023)

Para evitar superaquecimentos, abordagens de controle passivo podem ser utilizadas para a manutenção das baterias, como demonstrado em (PIENTA, 2022).

Sendo assim, propõe-se um sistema de aquecimento elétrico das baterias que realiza leitura e aquecimento para cada célula individualmente. O circuito proposto deve ser capaz de manter a temperatura acima de 0°C independentemente de qualquer outro componente do satélite, em conformidade com os princípios de alta confiabilidade apresentados em (FIGUEIREDO, 2023).

3.1.4.1 Sensor de Temperatura

Para determinar o sensor de temperatura a ser utilizado no circuito de proteção térmica, foram consultadas as 3 bases de dados apresentadas previamente, de componentes que já sejam certificados como resistentes à radiação. Foram encontradas as 3 opções de termistores apresentadas na tabela 6, no entanto, apenas o modelo 44903 dentre os apresentados foi encontrado disponível para venda fora do EUA. Por este motivo, ele é o utilizado na placa proposta.

Tabela 6 – Comparação de Termistores

Modelo	Base de Dados	Tipo	Temperatura de Operação
S-311-P-18	NEPP	Termistor - NTC	-55 °C / 90 °C
MIL-T-23648	NEPP	Termistor - PTC	-55 °C / 125 °C
44903	GSFC	Termistor - NTC	-55 °C / 90 °C

Autor (2024)

3.1.4.2 Aquecedor Elétrico

Como este componente não controla nenhum sinal, ou seja, pode ser considerado como passivo, a sua escolha não precisa ser feita com o mesmo critério dos demais componentes. É necessário apenas que seja observada a potência máxima de dissipação do resistor. O aquecimento irá ocorrer devido ao efeito Joule.

3.1.4.3 Mosfet para Aquecedor

Como este mosfet não compõe um subcircuito como o do CI protetor, ele foi escolhido a partir das bases de dados previamente mencionadas. Foram encontrados 3 mosfets de potência tolerantes à radiação na base de dados (GSFC, 2021). No entanto, o JANTXV2N6661 está classificado por sites de fornecedores como obsoleto, e não foi encontrada referência de compra nem de dados técnicos do fabricante pelo modelo JTX2N6786.

Logo, propõe-se a utilização do modelo de série SD5000 da Linear Integrated Systems. Este modelo opera com 4 canais do tipo N. Tornando viável a utilização de apenas 1 componente para todo o circuito responsável pelo aquecimento das 4 baterias.

3.1.4.4 Comparador

Em observância às diretrizes de alta confiabilidade, é proposta a utilização de um comparador de tensão conectado de tal forma que o aquecedor por resistência elétrica seja ativado quando a temperatura atingir valores muito baixos. Para a proteção das baterias este valor deve ser levemente acima de 0°C.

A pesquisa por este tipo de componente tolerante a radiação retornou resultados apenas na base de dados (GSFC, 2021) e a comparação das características com base nas fichas técnicas é apresentado na tabela 7.

Tabela 7 – Circuitos Comparadores Certificados para Voo

Modelo	Área [mm] x [mm]	N° de comparadores	Tensão de Alimentação	Faixa de Temperatura
lm139	8.7 x 3.9	4	2V/30V	-55 °C/125 °C
max912	2.03 x 1.8	1	3.5V	0 °C/70 °C
Adcmp604	3.00 x 2.75	1	2.5V	-40 °C/125 °C
ad8465	3.00 x 2.75	1	2.5V/5V	-40 °C/125 °C
ad96685	10.00 x 4.00	1	6.5V	-55 °C/150 °C
adcmp600	2.00 x 2.40	1	2.5V/5V	-40 °C/125 °C

Autor (2024)

A faixa de temperatura, assim como a faixa de tensão de alimentação, de todos os comparadores avaliados permite a utilização de qualquer um dos modelos, então a área foi utilizada com critério de seleção. Para o circuito aquecedor de todas as 4 baterias, serão necessários 4 comparadores no total, como o comparador lm139 já possui 4 canais, a sua utilização resulta na menor área ocupada da pcb dentre os componentes encontrados, por esse motivo ele foi escolhido.

Diante dos requisitos levantados para uma placa de baterias, e da escolha de componentes apresentada, propõe-se uma placa de baterias que atenda a estes critérios da seguinte forma:

Tabela 8 – Funções BMS

Função	Componente
Monitorar SoC	OBDH
Controle Térmico	Circuito Dedicado
Proteção contra Sobrecarga	Itc3300-1
Proteção contra Descarga Excessiva	OBDH
Balanceamento	Itc3300-1
Modularidade	Itc3300-1

3.2 MODELAGEM MATEMÁTICA

3.2.1 Modelagem da Bateria

Para elaborar uma modelagem matemática que seja capaz de simular adequadamente o comportamento de uma bateria em relação a diversos fatores como estresse térmico, ciclos de carga e descarga incompletos, e tempo de armazenagem, exige uma série de testes com o modelo de baterias que se deseja simular. Ainda assim, modelos no estado da arte, como o proposto em (CHEN; RINCON-MORA, 2006) apresenta uma precisão de 2% em relação ao tempo de funcionamento, mas podendo chegar a 100% de erro em relação ao estado de carga. Esta precisão pode ser ainda pior com variações do lote de produção e condições de armazenamento.

Devido a este grau de incerteza, mesmo em modelos que estão no estado da arte, não serão utilizados modelos que simulem decaimento da capacidade nominal com as oscilações de temperatura e ciclos de carga e descarga. No entanto, a modelagem de baterias como fontes ideais de tensão também não representa a realidade, pois a capacidade de fornecimento de corrente não é limitada.

Logo, para as simulações deste trabalho, é utilizado um modelo simplificado de fonte ideal com resistência em série para representação matemática da bateria. Dessa forma, é possível avaliar os valores de tensão em diversos pontos no circuito, assim como a capacidade máxima de fornecimento de corrente a 25°C. Para simulações que avaliem variação da capacidade de acordo com ciclos de carga e descarga, ou com estresse térmico são necessários testes mais extensos e complexos.

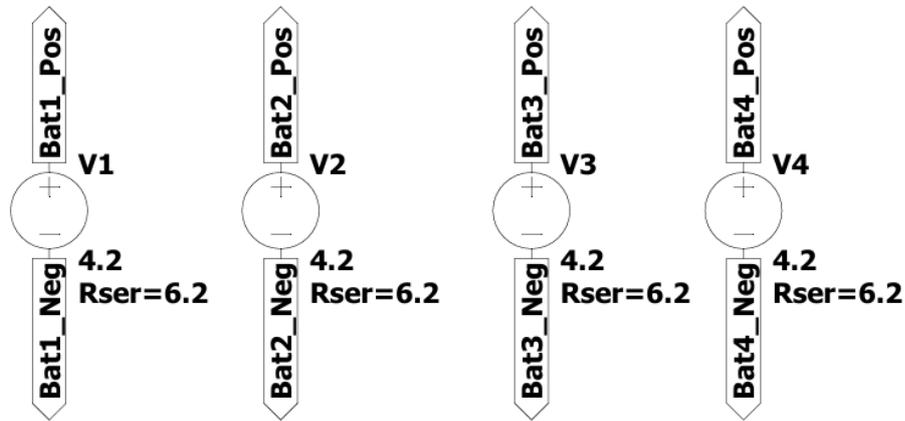
Para definir o valor da resistência a ser utilizada, foi aplicada a lei de Ohm com o valor de tensão em estado máximo de carga, e valor de corrente como a capacidade máxima de descarga de acordo com a ficha técnica fornecida pelo fabricante.

$$V = R \cdot I$$

$$R = \frac{V}{I}$$

$$\therefore R = 6.2\Omega$$

Figura 6 – Modelagem das Baterias

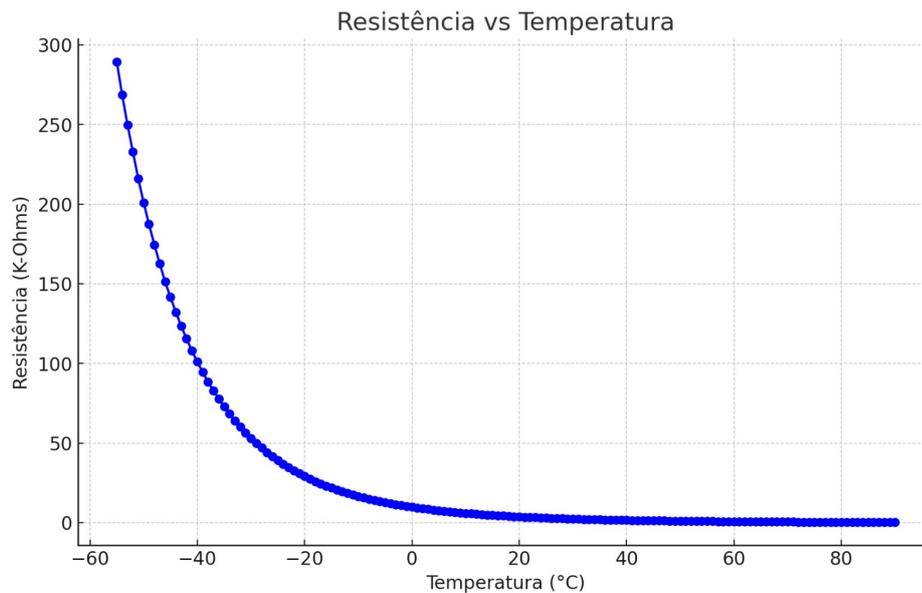


Fonte: Autor (2024)

3.2.2 Termistor

A partir da relação entre resistência elétrica e temperatura do termistor, conforme a apresentado na seção em Anexo deste trabalho, os dados foram transcritos para um planilha, e então com auxílio do software Excel foi gerado o gráfico de dispersão com linhas suaves apresentado na Figura 7.

Figura 7 – Resistência x Temperatura

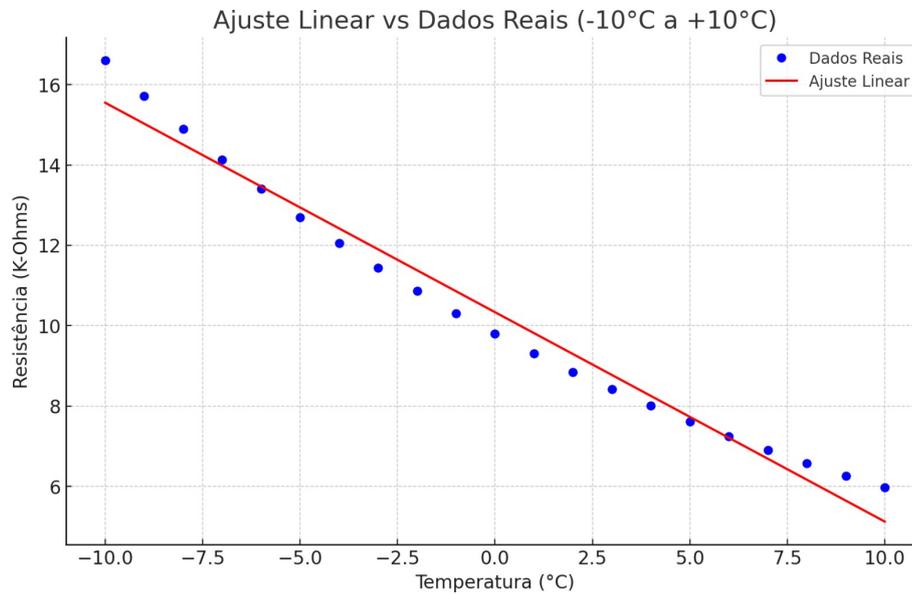


Fonte: Adaptado de (TE CONNECTIVITY SENSORS, 2016)

Para modelar numericamente este termistor, foi traçada uma linha de tendência na faixa de temperatura de interesse (entre -10°C e 10°C), e com o auxílio do Excel,

foi obtida a equação da linha de tendências que modela matematicamente a resposta deste componente.

Figura 8 – Aproximação Linear do Termistor



Fonte: Adaptado de (TE CONNECTIVITY SENSORS, 2016)

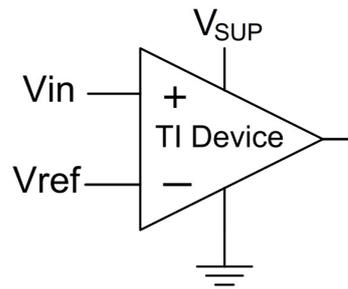
A equação da reta é dada por $y = (-0.5210 \cdot x + 10.3375) \cdot 10^3$.

3.2.3 Circuito Aquecedor Individual

O circuito utilizado para simular o aquecedor consiste em uma fonte utilizando a modelagem de bateria explicada no tópico acima conectada a uma topologia de resistores que desempenham a função de condicionar os valores de tensão de entrada do circuito comparador

Circuitos comparadores de tensão são dispositivos alimentados por uma fonte externa, na Figura 9 representada por V_{SUP} e o símbolo de terra, e recebem 2 outros valores de tensão como entrada (V_{in} e V_{ref}). Quando o valor conectado no terminal positivo é menor ou igual o valor no conector de entrada negativo, a saída do comparador é nula, e quando o valor de entrada no terminal positivo é maior do que o valor no terminal de entrada negativo, a saída é um valor de V_{SUP} . No circuito utilizado para simulação $V_{SUP} = 16.8V$, representando o valor máximo de tensão fornecido pelo CI protetor.

Figura 9 – Comparador de Tensão



Fonte: Adaptado de (TEXAS INSTRUMENTS,))

Neste circuito, V_{CI} representa o valor de saída no circuito protetor. Como o objetivo desta simulação específica é validar o funcionamento do circuito aquecedor, a saída do CI foi assumida como ideal e possui valor equivalente às 4 baterias do sistema com capacidade total.

Mosfets são dispositivos que funcionam como "interruptores", permitindo ou não a passagem de corrente conforme o valor no terminal "gate". Quando o valor de saída do comparador de tensão é 0V, o mosfet está desligado, impedindo o fluxo de corrente pelo resistor R15. Quando o valor de saída é 16.8V, o mosfet é acionado permitindo o fluxo de corrente pelo resistor R15.

Nesta topologia o resistor R15 representa o aquecedor, e o resistor R11 representa o termistor escolhido. Os resistores R12 e R13 formam um divisor de tensão, com valores escolhidos de tal forma que a tensão de saída seja sempre a metade da tensão da bateria, pois a tensão de saída de um divisor de tensão pode ser obtida por:

$$V_{out} = V_{in} \cdot \frac{R_B}{R_A + R_B}$$

Por consequência, quando R_A e R_B são iguais, a tensão de saída é a metade da de entrada, e neste caso é a tensão de referência do comparador.

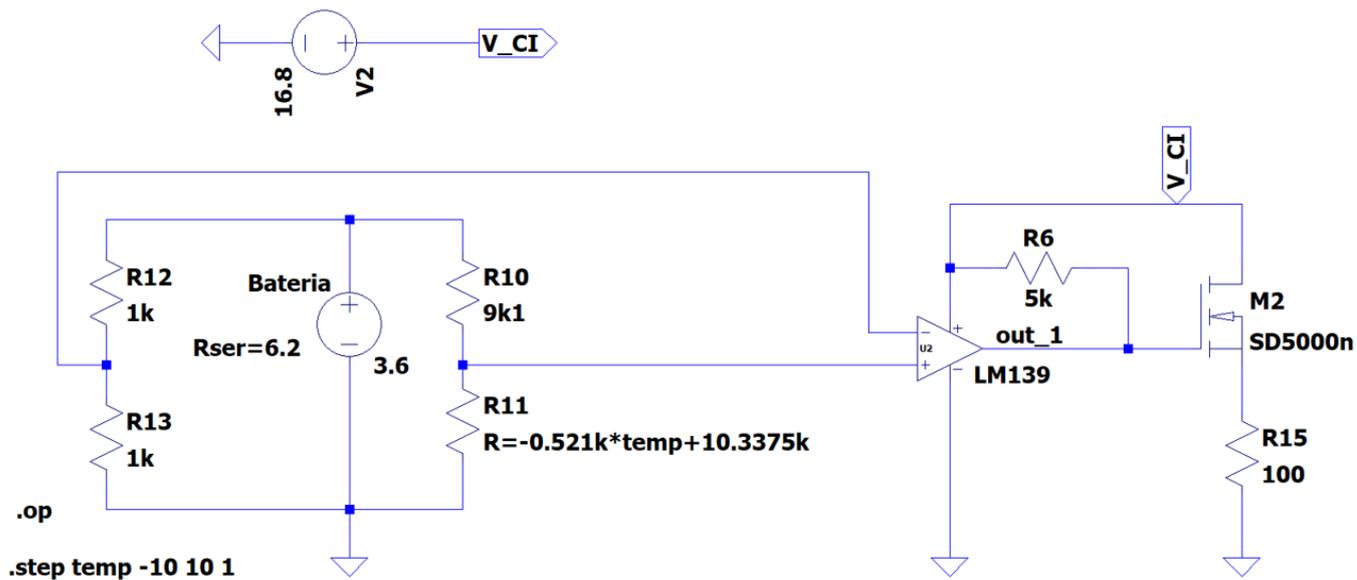
Para determinar o valor de R10, é necessário analisar o valor da tensão de saída no divisor de tensão composto por R10 e R11, quando ocorre a temperatura de acionamento. Aplicando a equação que aproxima o valor de R11 para uma reta em 0°C, obtem-se $R_{11} = 10.3775k\Omega$. Por análise semelhante ao primeiro divisor de tensão, quando os dois resistores assumem o mesmo valor, a tensão é dividida pela metade, e para que este acionamento ocorra com a temperatura levemente acima de 0°C, é necessário que R10 assuma valores levemente menores que $10.3775k\Omega$.

O valor comercial de resistores que mais se aproxima deste valor é $10k\Omega$, no entanto quando $R_{10} = 10k\Omega$ o valor de acionamento é muito próximo de 0°C, o que pode ser arriscado para a vida útil das baterias, então foi utilizado o segundo valor comercial resistores que é $9.1k\Omega$.

Ao utilizar a tensão de referência a partir de um divisor de tensão, garante-se uma menor variabilidade sobre os pontos críticos de acionamento do sistema em relação com o estado de carga das baterias.

Ainda é válido mencionar que as 3 diretivas Spice utilizadas servem para simular o circuito sem variação das fontes de tensão; variando a temperatura entre -10°C e 10°C com incremento de 1°C ; A diretiva para modelar o mosfet foi fornecida pelo próprio fabricante.

Figura 10 – Circuito Aquecedor Individual



Fonte: Autor (2024)

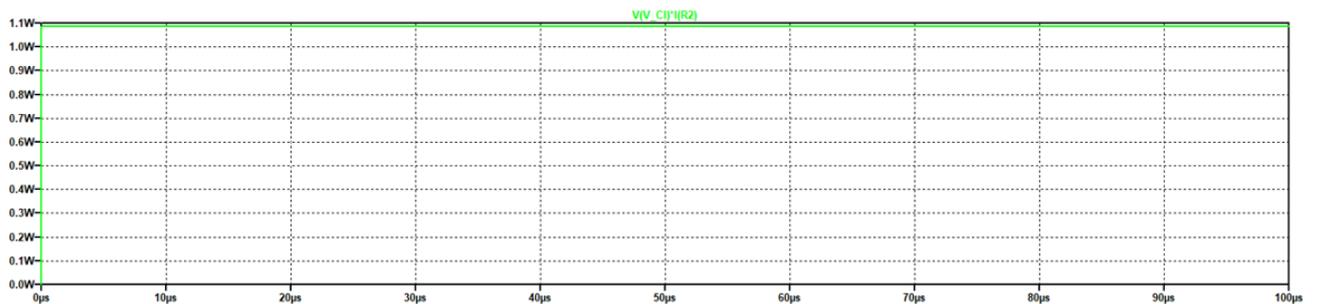
4 RESULTADOS

Nesta seção são apresentados os resultados das simulações realizadas com o software LTSpice, avaliando o cumprimento dos requisitos apresentados na Tabela 8.

4.1 POTÊNCIA FORNECIDA POR 1 PLACA

Foi conectada uma carga resistiva nos terminais de saída do CI protetor com valor de 100Ω com o objetivo de estimar o consumo de potência dos demais subsistemas da plataforma CubeSat, e baterias foram modeladas como potência nominal(3.6V). A potência dissipada é apresentada na Figura 11 e foi considerada adequada pois foi capaz de entregar mais de 1[Wh/Kg] como demonstrado em (BOUWMEESTER; GUO, 2010).

Figura 11 – Potência Fornecida com Apenas 1 Placa

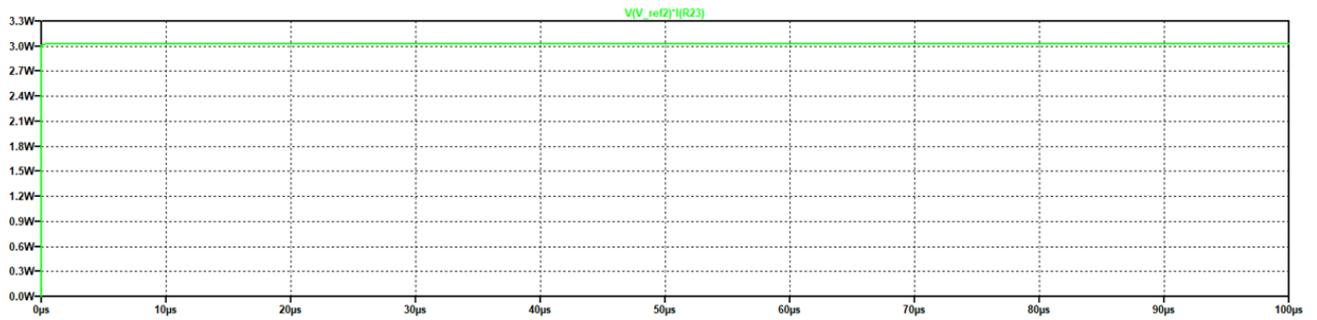


Fonte: Autor (2024)

4.2 POTÊNCIA FORNECIDA POR 2 PLACAS

Foi analisada também a potência entregue por 2 placas de baterias utilizando a topologia modular indicada pela Analog Device. Para analisar a potência entregue foi conectada uma carga resistiva de mesmo valor (100Ω) nos terminais de saída e as baterias também foram mantidas em estado nominal. A potência dissipada foi de aproximadamente 3.0[W], como apresentado na Figura 12. A potência na topologia modular também foi considerada adequada de acordo com os mesmos critérios.

Figura 12 – Potência Fornecida com 2 Placas

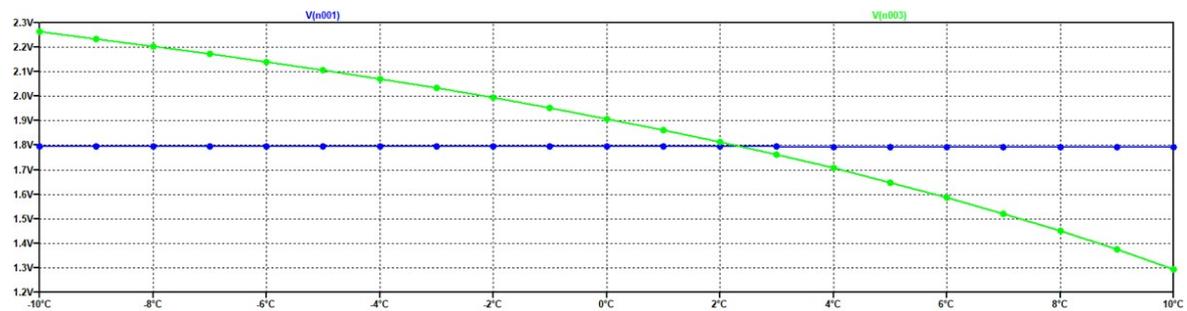


Fonte: Autor (2024)

4.2.1 Circuito Aquecedor

A partir do circuito aquecedor proposto, foi avaliado inicialmente o comportamento entre as tensões de entrada do comparador conforme a variação da temperatura no termistor. Percebe-se ao analisar a Figura 13 que a tensão de saída no divisor de tensão que inclui o termistor fica abaixo da tensão de referência quando a temperatura se torna superior a 2°C, conforme calculado na sessão 3.2.2.

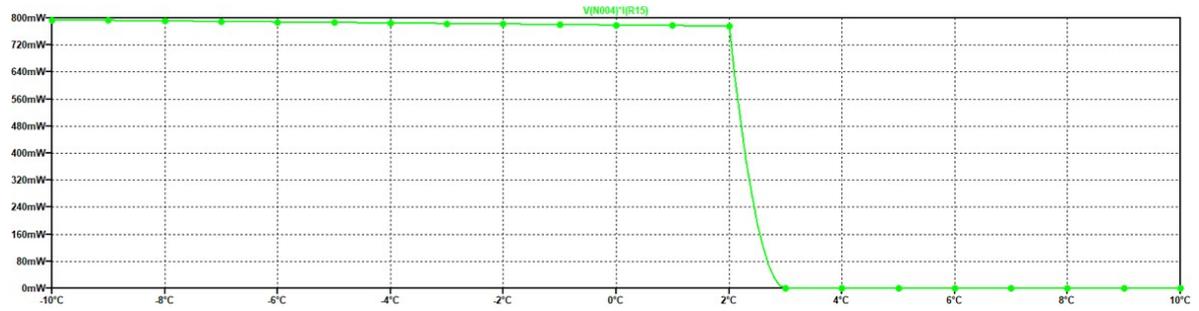
Figura 13 – Relação Entre Tensões de Entrada do Comparador



Fonte: Autor (2024)

Uma vez que a inversão das tensões ocorre como esperado, é analisada então a potência dissipada no resistor aquecedor em função da temperatura. A Figura 14 mostra que a potência dissipada no resistor de potência é de aproximadamente 800mW quando a temperatura atinge valores inferiores a 2°C, enquanto nenhuma potência é dissipada acima de 3°C preservando assim o nível de carga das baterias quando opera em faixa segura de temperatura.

Figura 14 – Relação entre a Potência Dissipada e a Temperatura



Fonte: Autor (2024)

5 CONCLUSÕES

Após as análises das simulações conduzidas neste trabalho, constata-se a viabilidade da arquitetura proposta para cumprir as funções de armazenamento de energia de um EPS.

Para avaliar a capacidade de balanceamento de cargas da arquitetura proposta, foi realizado o desbalanceamento de uma das cargas e alterados os parâmetros de balanceamento do modelo spice do CI. O comportamento esperado para o correto balanceamento de cargas consiste na variação da corrente fornecida ao sistema a partir da carga desbalanceada.

No entanto, quando a variação de tensão ou resistência interna entre as cargas foi muito pequena, não foi percebida nenhuma alteração entre a corrente fornecida por cada célula de carga. Ao desbalancear as fontes com valores maiores que 0.5V de uma fonte de tensão ideal, ou 0.5 Ω da resistência interna, o software LTSpice não foi capaz de convergir para uma resposta em mais de meia hora. Considerando que para variações menores a resposta é dada em poucos segundos, conclui-se que o resultado não converge.

Estes erros podem ser provenientes de erro na modelagem spice do CI por parte do fabricante, ou por modelagem muito simplificada da bateria. Portanto, torna-se necessária a validação com o circuito real por meio de testes em estudos futuros.

5.1 TRABALHOS FUTUROS

Para que esta placa possa ser efetivamente aplicada em missões reais, é necessário prosseguir com etapas rigorosas de verificação e validação. A importância destas fases é corroborada por (MONTEIRO, 2019), que evidenciou uma redução na taxa de falha crítica dos CubeSats de 20% em 2015 para 10% em 2018, graças a implementação destes processos.

Dessa forma, recomenda-se o uso da plataforma FlatSat, conforme proposto por (BARCELLOS, 2022) e testada em (MARTINS, 2022). Este sistema permite validar os resultados obtidos nas simulações computacionais deste estudo, especialmente em relação às funcionalidades de balanceamento de carga, montagem em topologia modular, e ao comportamento real das baterias, que não puderam ser completamente simulados.

Vale ainda ressaltar, que o projeto de um Sistema de Potência Elétrica (EPS) deve considerar aspectos práticos como por exemplo a utilização de reguladores de tensão para valores comuns entre componentes típicos de plataformas CubeSat, bem como considerações sobre os ciclos de exposição solar e viabilidade financeira do

projeto. Além de utilizar componentes que sejam selecionados preferencialmente escolhidos a partir de bancos de componentes certificados para estes ambientes, recomenda-se seguir as regras de desenho de leiaute e fabricação de PCBs para ambiente espacial que são publicadas pela ESA, como a ECSS-Q-ST-70-02 e a ECSS-QST-08.

Por fim, recomenda-se também a realização de verificações adicionais na placa física, especialmente no que diz respeito à compatibilidade eletromagnética do subsistema EPS ao ser integrado com outros componentes da plataforma orbital. Além da resistência a vibração e exposição ao vácuo, para assegurar a integridade e o desempenho do sistema em condições espaciais reais e que a simulação foge ao escopo deste trabalho.

REFERÊNCIAS

Agência Espacial Brasileira (AEB). **Constelação Catarina recebe aprovação técnica para seguir a próxima etapa de desenvolvimento**. Agência Espacial Brasileira, 2023. Acesso em: 03 nov. 2023. Disponível em: <https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/constelacao-catarina-recebe-aprovacao-tecnica-para-seguir-a-proxima-etapa-de-desenvolvimento>

Agência Espacial Brasileira (AEB). **Nanossatélites movimentam o Programa Espacial Brasileiro**. Agência Espacial Brasileira, 2023. Acesso em: 03 nov. 2023. Disponível em: <https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/nanossatelites-movimentam-o-programa-espacial-brasileiro>.

ANALOG DEVICES. **LTC3300-1 Data Sheet**. [S.l.]. Acesso em: 28 jun. 2024. Disponível em: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ltc3300-1.pdf>.

BARCELLOS, J. C. E. **Projeto e Desenvolvimento de uma Plataforma de Flatsat para Testes de Subsistemas de Cubesats**. 2022. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Elétrica) — Centro Tecnológico, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2022.

BOUWMEESTER, J.; GUO, J. Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology. **Acta Astronautica**, v. 67, n. 7, p. 854–862, 2010. ISSN 0094-5765. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576510001955>.

CAPOVILLA, G.; CESTINO, E.; REYNERI, L.; ROMEO, G. Design of a multifunctional composite structure for modular cubesat applications. **MATEC Web of Conferences**, v. 304, p. 07001, 01 2019.

CHEN, M.; RINCON-MORA, G. Accurate electrical battery model capable of predicting runtime and i-v performance. **IEEE Transactions on Energy Conversion**, v. 21, n. 2, p. 504–511, 2006.

CUNNINGHAM, K.; CARR, J.; LEWIS, B. **Electrical Power Systems for Cubesats**. [S.l.], 2018. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20180007969/downloads/20180007969.pdf>. Acesso em: 03 novembro 2023.

DARBALI-ZAMORA, R.; COBO-YEPES, N.; ORTIZ-RIVERA, E. I. Design considerations based on the effects of varying temperature conditions on the efficiency of size constrained electronic power supplies for cubesat applications. *In: 2018 17th IEEE Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems (ITherm)*. [S.l.: s.n.], 2018. p. 778–787.

ESCIES. **Qualified Parts List**. 2024. Online. Acesso em: 28 jun. 2024. Disponível em: <https://escies.org/webdocument/showArticle?id=119>.

FIGUEIREDO, D. L. **Reliability Enhanced Electrical Power System for Nanosatellites**. 2023. Dissertação de Pós-Graduação (Engenharia Elétrica) — Centro Tecnológico, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2023.

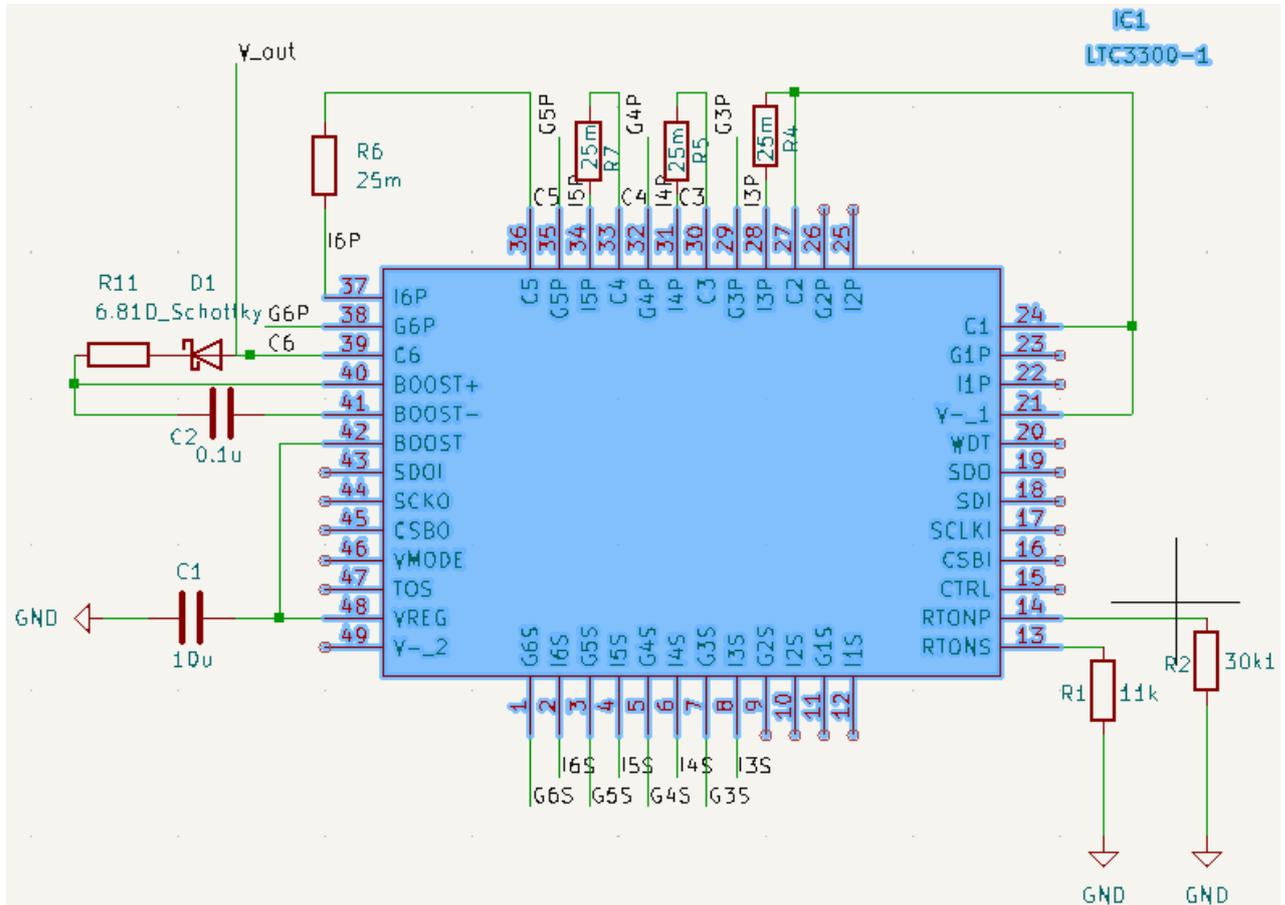
- GSFC. **GSFC Radiation Data Base**. 2021. Online. Acesso em: 28 jun. 2024. Disponível em: <https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/RadDataBase/RadDataBase.html>.
- KNAP, V.; VESTERGAARD, L.; STROE, D.-I. A review of battery technology in cubesats and small satellite solutions. **Energies**, v. 13, p. 4097, 08 2020.
- KULU, E. **Nanosats Database**. 2024. Online. Acesso em: 28 jun. 2024. Disponível em: <https://www.nanosats.eu/>.
- LANGER, M.; BOUWMEESTER, J. Reliability of cubesats – statistical data, developers’ beliefs and the way forward. *In*: . [S.l.: s.n.], 2016.
- LEE, Y.; JEON, S.; BAE, S. Comparison on cell balancing methods for energy storage applications. **Indian journal of science and technology**, v. 9, 2016. Disponível em: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:63068993>.
- MARTINS, R. H. **Proposição de Testes para Flatsat da Missão Floripasat Utilizando Dispositivo Programável**. 2022. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecatrônica) — Centro Tecnológico, Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2022.
- MONTEIRO, J. P. e. a. Integration and verification approach of itsat-1 cubesat. *In*: . [S.l.]: Aerospace, 2019. p. 131.
- NASA. **CubeSat Launch Initiative**. Online. Acesso em: 28 jun. 2024. Disponível em: <https://www.nasa.gov/kennedy/launch-services-program/cubesat-launch-initiative/>.
- NASA. **NPSL**. 2016. Online. Acesso em: 28 jun. 2024. Disponível em: <https://nepp.nasa.gov/pages/npsl/npsl.cfm>.
- Nasa. **State-of-the-Art Small Spacecraft Technology**. Moffett Field, California, 2023.
- PIENTA, P. N. **Modelagem e aplicação de controle térmico passivo em um CubeSat 3U**. 2022. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeroespacial) — Centro Tecnológico, Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2022.
- THE CUBESAT PROGRAM, C. P. S. **CubeSat Design Specification Rev. 14.1**. [S.l.], 2022. Disponível em: <https://www.cubesat.org/cubesatinfo>.
- PUIG-SUARI, J.; TURNER, C.; AHLGREN, W. Development of the standard cubesat deployer and a cubesat class picosatellite. *In*: **2001 IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No.01TH8542)**. [S.l.: s.n.], 2001. v. 1, p. 1/347–1/353 vol.1.
- RIGO, C.; SEMAN, L.; BEREJUCK, M.; BEZERRA, E. Printed circuit board design methodology for embedded systems targeting space applications. **IEEE LATIN AMERICA TRANSACTIONS**, v. 18, n. 2, p. 257–264, 2020.
- TE CONNECTIVITY SENSORS. **Model 44903**. Rev a. [S.l.], 2016.
- TEXAS INSTRUMENTS. **LM139 Data Sheet**. [S.l.]. Acesso em: 28 jun. 2024. Disponível em: <https://www.ti.com/lit/ds/symlink/lm139.pdf>.

TODD, B.; UZNANSKI, S. Radiation Risks and Mitigation in Electronic Systems. 2015. 19 pages, contribution to the 2014 CAS - CERN Accelerator School: Power Converters, Baden, Switzerland, 7-14 May 2014. Disponível em: <https://cds.cern.ch/record/2038628>.

VISHAY INTERTECHNOLOGY. **SiS892DN Data Sheet**. [S.l.]. Acesso em: 28 jun. 2024. Disponível em: <https://www.vishay.com/docs/66590/sis892dn.pdf>.

6 APÊNDICE A - CIRCUITO PROTETOR UNITÁRIO

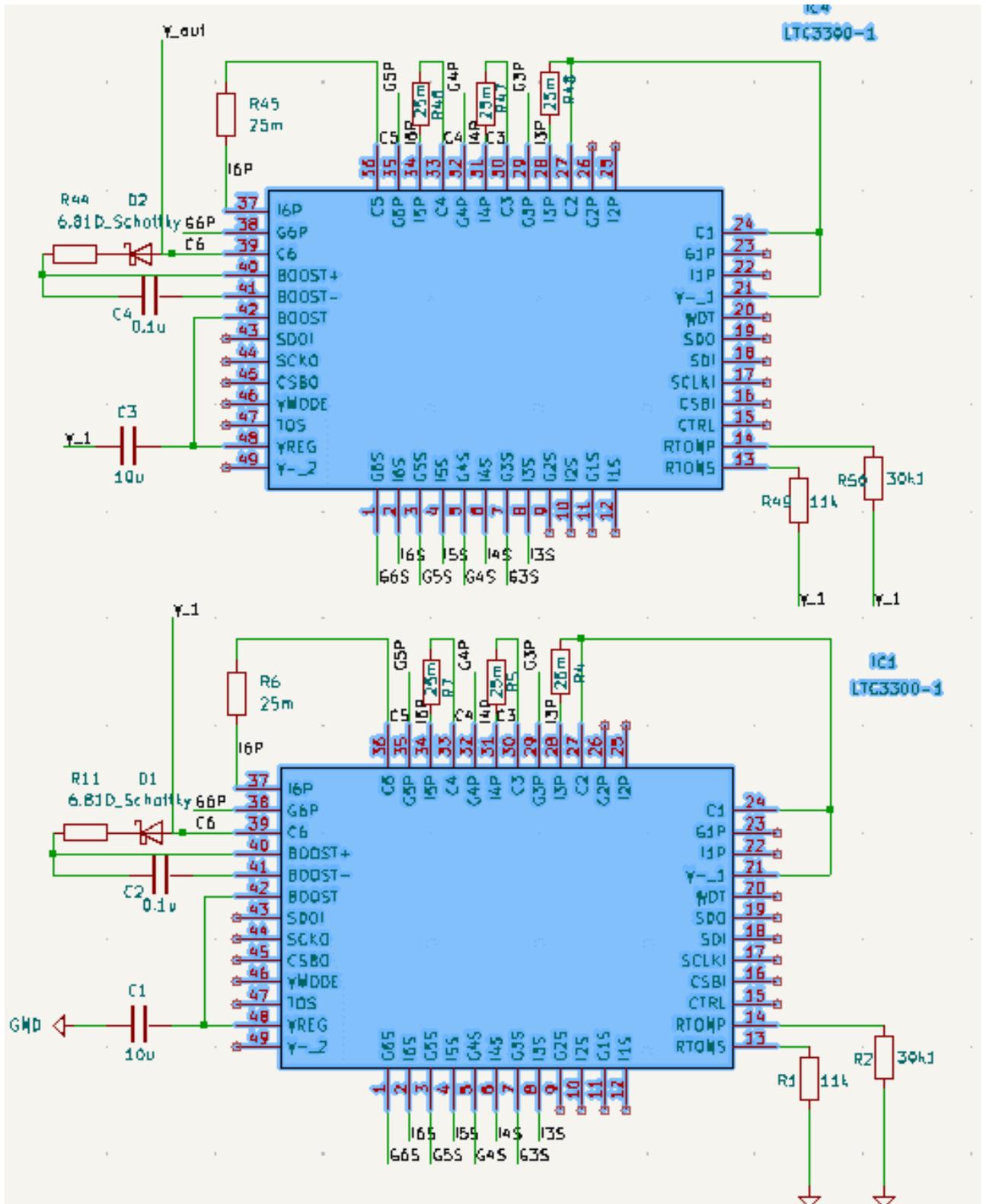
Figura 15 – Circuito Protetor - Topologia Unitária



Fonte: Autor (2024)

7 APÊNDICE B - CIRCUITO PROTETOR MODULAR

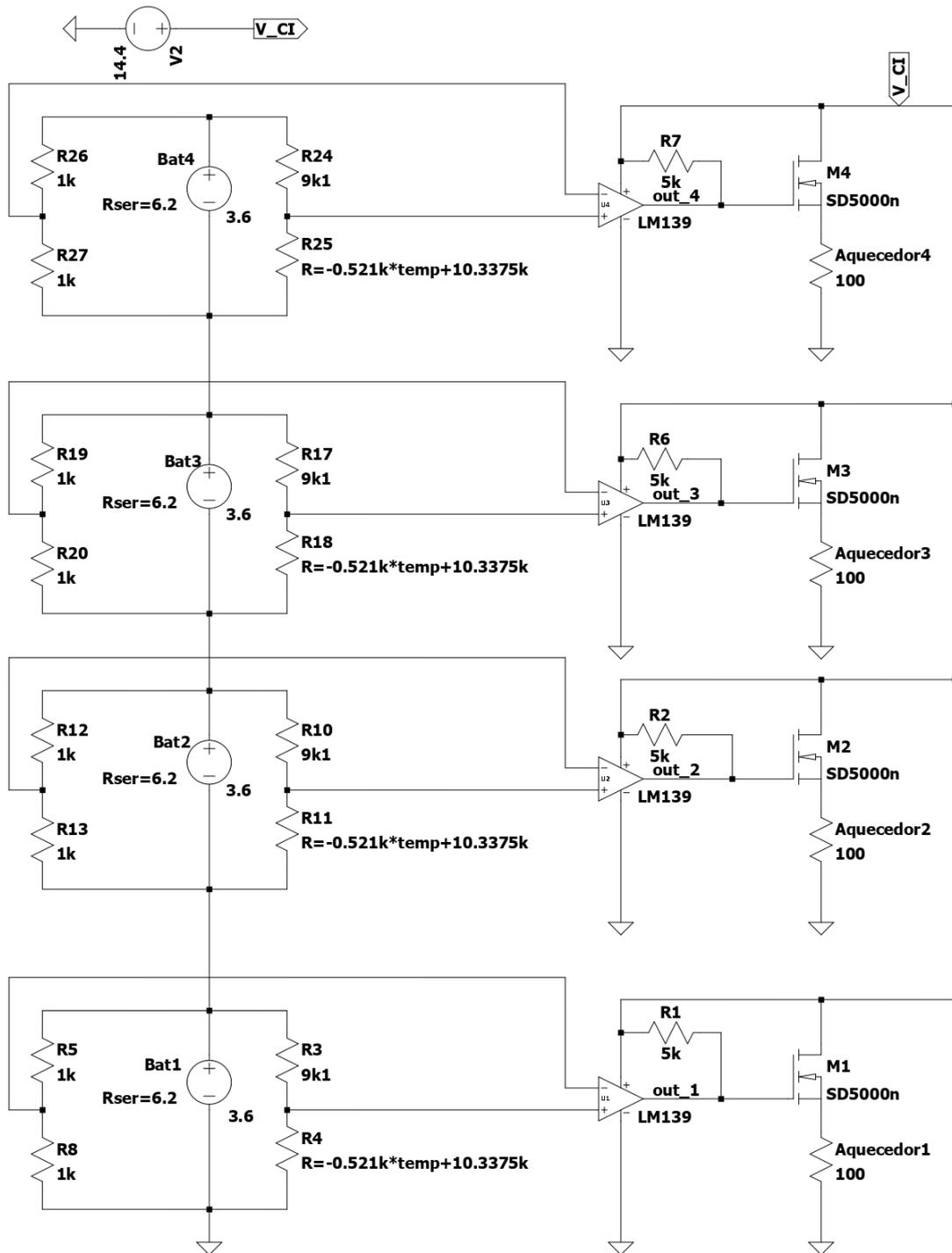
Figura 16 – Circuito Protetor - Topologia Modular



Fonte: Autor (2024)

8 APÊNDICE C - CIRCUITO AQUECEDOR COMPLETO

Figura 17 – Circuito Aquecedor Completo



9 ANEXO A - ESPECIFICAÇÕES TÉCNICAS DO TERMISTOR

Os dados originais para gerar o gráfico de resposta do termistor, de resistência em função da temperatura do termistor utilizado encontram-se neste anexo.

MODEL 44903

GSFC Space Qualified Thermistor

TYPICAL PERFORMANCE CURVES (RESISTANCE OF INDIVIDUAL THERMISTORS)

Temp °C	K-Ohms						
-55	289.2	-15	21.89	25	3.000	65	0.6247
-54	268.6	-14	20.70	26	2.872	66	0.6033
-53	249.7	-13	19.58	27	2.750	67	0.5826
-52	232.2	-12	18.52	28	2.633	68	0.5628
-51	216.0	-11	17.53	29	2.523	69	0.5437
-50	201.1	-10	16.60	30	2.417	70	0.5254
-49	187.3	-9	15.72	31	2.317	71	0.5078
-48	174.5	-8	14.90	32	2.221	72	0.4909
-47	162.7	-7	14.12	33	2.130	73	0.4747
-46	151.7	-6	13.39	34	2.042	74	0.4590
-45	141.6	-5	12.70	35	1.959	75	0.4440
-44	132.2	-4	12.05	36	1.880	76	0.4295
-43	123.5	-3	11.44	37	1.805	77	0.4156
-42	115.4	-2	10.86	38	1.733	78	0.4022
-41	107.9	-1	10.31	39	1.664	79	0.3893
-40	101.0	0	9.796	40	1.598	80	0.3769
-39	94.48	1	9.310	41	1.535	81	0.3649
-38	88.46	2	8.851	42	1.475	82	0.3534
-37	82.87	3	8.417	43	1.418	83	0.3422
-36	77.66	4	8.006	44	1.363	84	0.3315
-35	72.81	5	7.618	45	1.310	85	0.3212
-34	68.30	6	7.252	46	1.260	86	0.3113
-33	64.09	7	6.905	47	1.212	87	0.3017
-32	60.17	8	6.576	48	1.167	88	0.2924
-31	56.51	9	6.265	49	1.123	89	0.2835
-30	53.10	10	5.971	50	1.081	90	0.2749
-29	49.91	11	5.692	51	1.040		
-28	46.94	12	5.427	52	1.002		
-27	44.16	13	5.177	53	0.9650		
-26	41.56	14	4.939	54	0.9296		
-25	39.13	15	4.714	55	0.8958		
-24	36.86	16	4.500	56	0.8633		
-23	34.73	17	4.297	57	0.8322		
-22	32.74	18	4.105	58	0.8023		
-21	30.87	19	3.922	59	0.7737		
-20	29.13	20	3.748	60	0.7463		
-19	27.49	21	3.583	61	0.7199		
-18	25.95	22	3.426	62	0.6947		
-17	24.51	23	3.277	63	0.6704		
-16	23.16	24	3.135	64	0.6471		