

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

VITÓRIA TESSARI

ANÁLISE EXPERIMENTAL DE SISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO
PARA PAINÉIS FOTOVOLTAICOS DE CUBESATS

Joinville
2024

VITÓRIA TESSARI

ANÁLISE EXPERIMENTAL DE SISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO
PARA PAINÉIS FOTOVOLTAICOS DE CUBESATS

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

Orientador: Prof. Dr. Kleber Vieira de Paiva

Joinville
2024

Ficha catalográfica gerada por meio de sistema automatizado gerenciado pela BU/UFSC.
Dados inseridos pelo próprio autor.

Tessari, Vitória
Análise Experimental de Sistema de Controle Térmico
para Painéis Fotovoltaicos de CubeSats / Vitória Tessari ;
orientador, Kleber Vieira de Paiva, 2024.
79 p.

Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) -
Universidade Federal de Santa Catarina, Campus Joinville,
Graduação em Engenharia Aeroespacial, Joinville, 2024.

Inclui referências.

1. Engenharia Aeroespacial. 2. CubeSats. 3. Controle
térmico. 4. Painéis fotovoltaicos. 5. Tubos de calor. I.
Paiva, Kleber Vieira de. II. Universidade Federal de Santa
Catarina. Graduação em Engenharia Aeroespacial. III. Título.

VITÓRIA TESSARI

ANÁLISE EXPERIMENTAL DE SISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO
PARA PAINÉIS FOTOVOLTAICOS DE CUBESATS

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de Bacharel em Curso de Engenharia Aeroespacial, no Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Joinville (SC), 11 de dezembro de 2024.

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Kleber Vieira de Paiva
Orientador/Presidente
UFSC

Profa. Dra. Talita Sauter Possamai
Membro(a)
UFSC

Prof. Dr. Renato Oba
Membro(a)
UFSC

Aos meus lindos, Ana, Adi e Be.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, gostaria de agradecer profundamente aos meus queridos pais, Ana Clara e Adivar, que sempre me amaram, guiaram, educaram, apoiaram, motivaram e acalmaram, e ao meu irmãozinho, Benjamin, que amo do fundo do meu coração e será para sempre o meu baixinho preferido. Esta vida tem sido mais leve porque tenho vocês.

Agradeço também a toda minha família - Nono e Nona, Opa e Oma, tios e tias, primos e primas, de perto e de longe. Todos vocês fizeram parte da jornada deste trabalho.

Ao meu amor, Arthur, por me ensinar a desacelerar e aproveitar os pequenos bons momentos do dia a dia. Sou eternamente grata por tê-lo em minha vida, sempre ao meu lado, pois você torna os meus dias mais leves e felizes.

Ao meu orientador, Prof. Dr. Kleber Vieira de Paiva, que me guiou no mundo experimental, dos tubos de calor e dos CubeSats. Agradeço pela oportunidade de trabalhar no laboratório, pelos ensinamentos ao longo desses anos e pelos que ainda virão nos próximos. Agradeço também a todos os professores que, de alguma forma, contribuíram para a formação e construção da Vitória de hoje.

Aos amigos da UFSC - Luiza, Josué, Caio, Gabriel e Felipe - e do THI - Hazel, Sinem, Diego e Valentina. Vocês todos foram muito importantes nesta longa jornada. Agradeço pelas listas de exercícios e risadas compartilhadas.

Aos colegas do LARS, pela colaboração e conversas diárias.

À AEB, pelo apoio financeiro à pesquisa e ao avanço espacial brasileiro.

E, por fim, à UFSC, pela oportunidade e pela formação.

“ I didn't think that people would criticize it as much as they did, but we got a lot of feedback, you know, "That's the dumbest idea I've ever heard. Nobody's going to use this toy." ”

Robert Twiggs
Idealizador do CubeSat

RESUMO

A miniaturização dos satélites para nano- e picosatélites, aliada à subsequente padronização, tem apresentado desafios ao subsistema de fornecimento de energia elétrica. Os painéis solares fotovoltaicos, que constituem a principal fonte de geração energética em nanosatélites, frequentemente possuem baixa eficiência, prejudicada ainda mais pelo aumento da temperatura de operação. Além disso, essa padronização restringe volume, peso e área superficial disponível para instalação dos painéis solares. Assim, com limitação de área e eficiência dependente da temperatura, é fundamental buscar soluções que melhorem o desempenho desse subsistema. Este trabalho tem como objetivo analisar experimentalmente o desempenho térmico de um painel fotovoltaico para CubeSat 1U, comparando diferentes configurações de sistemas de controle térmico com tubos de calor e de geração extra de energia elétrica com geradores termoelétricos (TEGs), visando o aumento da eficiência do painel e da energia total gerada. Os testes foram conduzidos em uma câmara vácuo-térmica, com pressão de $1 \cdot 10^{-2}$ mbar e temperatura de -30 °C, simulando o ambiente espacial. Adicionalmente, a câmara foi equipada com um conjunto de LEDs para simular uma irradiância solar fixa de $906,5$ W/m² sobre o painel. Ao final dos experimentos, observou-se que a configuração com apenas tubos de calor promoveu um ganho de potência de 13,55%, e maiores razões de potência por massa total e por volume adicional, em comparação com a configuração com TEGs. Deste modo, foi constatado que os TEGs são inadequados para a aplicação proposta, pois o peso e o volume adicionados ao sistema não são justificados pela baixa quantidade de energia gerada, dado o pequeno gradiente de temperatura nas superfícies.

Palavra-chave: CubeSats; controle térmico; painéis fotovoltaicos; tubos de calor; geradores termoelétricos.

ABSTRACT

The satellite miniaturization into nano- and picosatellites, and subsequent standardization have introduced challenges to the electrical power supply subsystem. Photovoltaic solar panels, the main energy source in nanosatellites, frequently have low efficiency, and are further affected by the increased operating temperature. Furthermore, this standardization restricts the volume, weight and available surface area for solar panel installation. Therefore, with limited area and temperature dependent efficiency, it is fundamental to find solutions that improve the performance of this subsystem. This work aims to experimentally analyze the thermal performance of a photovoltaic panel for a 1U CubeSat, comparing different configurations of thermal control systems with heat pipes and extra energy generation with thermoelectric generators (TEGs), in order to increase the panel's efficiency and the total energy generated. The tests were conducted in a thermal-vacuum chamber, with a pressure of $1 \cdot 10^{-2}$ mbar and a temperature of -30 °C, simulating the space environment. Additionally, the chamber was equipped with an array of LEDs to simulate a fixed solar irradiance of 906.5 W/m² on the panel. Following the completion of the experiments, it was observed that the setup with only heat pipes provided a power gain of 13.55% and higher ratios of power generated per total mass and additional volume, when compared to the TEGs configuration. Therefore, it was noticed that TEGs were unsuitable for this purpose, because the weight and volume added to the system are not justified by the limited amount of energy generated, given the small temperature gradient across the surfaces.

Keywords: CubeSats; thermal control; photovoltaic panels; heat pipes; thermoelectric generators.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Lançamento de CubeSats no mundo ao longo dos anos.	20
Figura 2 – Dimensões padronizadas de CubeSats.	20
Figura 3 – Tipos de fontes de energia para missões espaciais.	22
Figura 4 – Curva corrente por tensão de célula solar para diferentes temperaturas, sob irradiância solar de 1.370W/m^2	23
Figura 5 – Geração de energia em painel solar ($25\text{ }^\circ\text{C}$) em função da posição do Sol.	24
Figura 6 – Geração de energia em painel solar ($60\text{ }^\circ\text{C}$) em função da posição do Sol.	24
Figura 7 – Tensão máxima versus temperatura para diferentes semicondutores.	25
Figura 8 – Esquema de funcionamento dos TEGs.	26
Figura 9 – Esquema estrutural e de funcionamento de tubos de calor.	27
Figura 10 – Comportamento da interface líquido-vapor em tubos com baixa taxa de escoamento de vapor.	28
Figura 11 – Número de Mérito de fluidos de trabalho para tubos de calor.	30
Figura 12 – Observatório Espacial Herschel dentro do LSS, simulador solar no canto superior direito da Figura.	33
Figura 13 – Câmara vácuo-térmica com CubeSat para testes.	33
Figura 14 – Esquema do experimento com TEG.	34
Figura 15 – Perfil de temperatura das faces interna e externa do TEG em uma órbita.	35
Figura 16 – Esquema do experimento com tubo de calor.	35
Figura 17 – CubeSat com tubo de calor acoplado.	36
Figura 18 – Tubos de calor com diferentes ângulos e raios de curvatura analisados.	37
Figura 19 – Condutividade térmica de tubos de calor com diferentes ângulos e raios de curvatura.	37
Figura 20 – Estrutura CubeSat 2U com radiador, painel solar e termopares instalados.	40
Figura 21 – Painel solar SM811K08TF.	40
Figura 22 – Gerador termoelétrico TXL-127-25Q.	41
Figura 23 – Tubos de calor reto e dobrado.	43
Figura 24 – Esquema do experimento do tubo com posicionamento dos termopares (pontos vermelhos).	43
Figura 25 – VI para monitoramento de experimento com tubos de calor.	44
Figura 26 – Tubo de calor aberto longitudinalmente.	45
Figura 27 – Estrutura porosa do tubo de calor com ampliação de 12 vezes.	45
Figura 28 – Câmara vácuo-térmica do LARS, vista lateral e frontal com porta aberta.	46
Figura 29 – Esquema da câmara vácuo-térmica com equipamentos periféricos.	46
Figura 30 – Conjunto de LEDs ligados no interior da câmara vácuo térmica.	47
Figura 31 – VI para mapeamento de temperatura e irradiância dos LEDs.	48

Figura 32 – Piranômetro posicionado sobre um dos LEDs para calibração.	49
Figura 33 – Estrutura CubeSat 2U com painel solar e sistema de controle térmico, visões frontal e posterior.	51
Figura 34 – Configurações dos testes, partes da estrutura foram removidas para facilitar a visualização.	52
Figura 35 – Posicionamento dos termopares no experimento e na câmara (pontos vermelhos).	53
Figura 36 – Experimento Configuração 2 posicionado acima dos LEDs dentro da câmara.	54
Figura 37 – VI para aquisição de dados dos experimentos e controle da fonte.	55
Figura 38 – Temperatura ao longo do tubo de calor reto para diferentes potências, banho de 10 °C.	58
Figura 39 – Temperatura ao longo do tubo de calor dobrado para diferentes potências, banho de 10 °C.	58
Figura 40 – Temperatura ao longo do tubo de calor reto seco para diferentes potências, banho de 10 °C.	59
Figura 41 – Comparação das resistências térmicas de tubo seco, reto e dobrado em banho de 10°C.	60
Figura 42 – Circuito de resistências térmicas equivalentes de um tubo de calor.	60
Figura 43 – Curva de temperatura por tensão de alimentação dos LEDs.	62
Figura 44 – Regressão da relação tensão por irradiância para diferentes temperaturas de refrigeração.	63
Figura 45 – Perfil de temperaturas da Configuração 1.	64
Figura 46 – Perfil de temperaturas da Configuração 2.	65
Figura 47 – Perfil de temperaturas da Configuração 3.	65
Figura 48 – Desempenho elétrico e térmico do painel entre configurações em função do tempo.	67
Figura 49 – Desempenho elétrico do TEG conforme experimento vs. teoria.	70

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Dispositivos utilizados nos experimentos.	38
Tabela 2 – Equipamentos utilizados nos experimentos.	39
Tabela 3 – Especificações do painel solar SM811K08TF.	41
Tabela 4 – Especificações do gerador termoelétrico TXL-127-25Q.	42
Tabela 5 – Especificações dos LEDs F6040.	47
Tabela 6 – Massas e quantidades dos dispositivos utilizados em cada configuração.	51
Tabela 7 – Numeração, nome de curva dos resultados e localização dos termopares.	54
Tabela 8 – Incertezas dos equipamentos.	56
Tabela 9 – Comparação de desempenho térmico das diferentes configurações.	66
Tabela 10 – Comparação dos desempenhos elétricos do painel solar e dos TEGs.	68

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ACS	Subsistema de Controle de Atitude
AIT	Montagem, Integração e Testes
CBERS	Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres
COTS	Componentes Comerciais de Prateleira
CTJ	Centro Tecnológico de Joinville
EES	Engineering Equation Solver
EPS	Subsistema de Fornecimento de Energia Elétrica
ESTEC	European Space Research and Technology Centre
LabVIEW	Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench
LARS	Laboratory of Applications and Research in Space
LED	Diodo Emissor de Luz
LEO	Órbita Terrestre Baixa
LSS	Large Space Simulator
MAE	Erro Médio Absoluto
NI	National Instruments
OBDH	Subsistema de Supervisão de Bordo
PCB	Placa de Circuito Impresso
PCM	Materiais com Mudança de Fase
PTC	Aquecedor de Coeficiente de Temperatura Positivo
R^2	Coeficiente de Determinação
RBF	Função de Base Radial
RMSE	Erro Médio Quadrado
RTG	Gerador Termoelétrico de Radioisótopos
SVM	Máquina de Vetor de Suporte
T2F	Thermal Fluid Flow Group
TCS	Subsistema de Controle Térmico
TEC	Refrigerador Termoelétrico
TEG	Gerador Termoelétrico
TT&C	Subsistema de Telemetria, Rastreamento e Comando
UFSC	Universidade Federal de Santa Catarina
VI	Virtual Instrument

LISTA DE SÍMBOLOS

η	Eficiência de conversão energética	[%]
P	Potência gerada ou consumida	[W]
I	Corrente	[A]
V	Tensão	[V]
$Irrad$	Irradiância solar	[W/m ²]
A_{painel}	Área do painel solar	[m ²]
T	Temperatura	[°C]
β_{ref}	Coeficiente de temperatura da célula solar	[°C ⁻¹]
S	Constante de Seebeck	[V/°C]
E_{Sol}	Energia da radiação solar	[J]
E_{Albedo}	Energia do albedo	[J]
E_{Terra}	Energia infravermelha da Terra	[J]
$E_{Interna}$	Energia de origem interna do CubeSat	[J]
$E_{Dissipada}$	Energia dissipada para o ambiente	[J]
ρ_l	Densidade do líquido	[kg/m ³]
σ_l	Tensão superficial do líquido	[N/m]
L	Calor latente de vaporização	[J/kg]
μ_l	Viscosidade do líquido	[Pa/s]
M	Número de Mérito	[W/m ²]
ϵ	Emissividade	[-]
α	Absortividade	[-]
R_t	Resistência térmica do tubo de calor	[°C/W]
\dot{Q}	Taxa de transferência de calor para o evaporador	[W]
y	Valores preditos	[-]
\hat{y}	Valores reais	[-]
\bar{y}	Média dos valores reais	[-]
n	Número de observações	[-]
R_{ex}	Resistência térmica do ambiente externo	[°C/W]
R_p	Resistência térmica da parede externa do tubo de calor	[°C/W]
R_{mp}	Resistência térmica do meio poroso	[°C/W]
R_i	Resistência térmica da interface líquido-vapor	[°C/W]
R_{vapor}	Resistência térmica do vapor	[°C/W]
R_{eq}	Resistência equivalente global do circuito térmico	[°C/W]
k_{ef}	Condutividade térmica efetiva do meio poroso	[W/m. °C]
d_0	Diâmetro interno da parede do tubo	[mm]
d_i	Diâmetro da seção de vapor	[mm]

l_e	Comprimento do tubo de calor	[mm]
ϕ	Porosidade	[-]
k_w	Condutividade térmica do material do meio poroso	[W/m. °C]
k_l	Condutividade térmica do líquido	[W/m. °C]
$\Delta\dot{E}_{sistema}$	Varição de energia do sistema no tempo	[W]
E_{in}	Energia que entra no sistema	[J]
E_{out}	Energia que sai do sistema	[J]
$E_{eletrica}$	Energia elétrica	[J]
$E_{termica}$	Energia térmica	[J]
N	Quantidade total de termoelementos de um TEG	[-]
δX	Incerteza individual dos equipamentos	[-]

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	17
1.1	OBJETIVOS	18
1.1.1	Objetivo geral	18
1.1.2	Objetivos Específicos	18
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	19
2.1	NANOSSATÉLITES E CUBESATS	19
2.2	SUBSISTEMA DE FORNECIMENTO DE ENERGIA ELÉTRICA	21
2.2.1	Painéis fotovoltaicos	21
2.2.2	Geradores termoelétricos	25
2.3	SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO	26
2.3.1	Tubos de calor	27
2.3.2	Radiadores	30
2.4	MONTAGEM, INTEGRAÇÃO E TESTES	31
2.4.1	Testes em câmara vácuo-térmica	31
2.5	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	34
2.5.1	Geradores termoelétricos em CubeSats	34
2.5.2	Tubos de calor para controle térmico em CubeSats	35
3	METODOLOGIA	38
3.1	DISPOSITIVOS E EQUIPAMENTOS	38
3.1.1	Definição da estrutura CubeSat e radiador	39
3.1.2	Definição do painel fotovoltaico	40
3.1.3	Definição do gerador termoelétrico	41
3.1.4	Análise experimental do tubo de calor	42
3.1.5	Operação da câmara vácuo-térmica	45
3.1.6	Caracterização do painel de LEDs	47
3.2	MONTAGEM E INTEGRAÇÃO	50
3.2.1	Configurações dos testes	52
3.3	PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL	53
3.3.1	Testes comparativos	54
3.3.2	Análise de incertezas experimentais	55
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	57
4.1	TUBO DE CALOR	57
4.2	PAINEL DE LEDS	62
4.3	COMPARATIVO CONFIGURAÇÕES	64

5	CONCLUSÃO	72
5.1	TRABALHOS FUTUROS	73
	REFERÊNCIAS	74
	APÊNDICE A – ANÁLISE DE PROPAGAÇÃO DE INCERTEZAS . . .	78

1 INTRODUÇÃO

A busca pela redução do tamanho e do orçamento das missões espaciais impulsionou a miniaturização dos satélites, avanço que possibilitou um acesso facilitado a esses recursos por Universidades e empresas privadas, resultando no surgimento das classificações de nanosatélites e picosatélites. Com o desenvolvimento e a popularização dessas plataformas orbitais, foi criado o conceito dos CubeSats, nanosatélites padronizados de 1 kg e dimensões 10x10x10 cm por unidade (1U), que permitem a realização de missões rápidas e de baixo custo de construção e de lançamento (Heidt *et al.*, 2000).

Assim como satélites de maior porte, os Cubesats são compostos por subsistemas essenciais que possibilitam a operação no espaço. Esses incluem o controle térmico, fornecimento de energia, telemetria, rastreamento, telecomunicações, gestão de bordo e controle de atitude, além de estrutura mecânica, na qual estão contidos os subsistemas e carga útil da missão (Fortescue *et al.*, 2011).

O subsistema de controle térmico é de extrema importância, pois é responsável por assegurar que cada componente do satélite permaneça com temperatura de operação dentro da faixa definida pelo fabricante. Dentre os principais componentes que necessitam de controle térmico estão as baterias, rodas de reação, carga útil, microprocessadores, sensores, bem como painéis solares (Fortescue *et al.*, 2011).

O controle térmico de painéis solares é fundamental para o desempenho do subsistema de fornecimento de energia elétrica. Esses painéis são os principais responsáveis pela geração energética dos satélites, porém, o aumento da temperatura durante a operação causa a redução da eficiência de conversão energética, geralmente em torno de 25%, impactando o suprimento de energia como um todo (Vertat; Vobornik, 2014).

Particularmente nos CubeSats, tem-se o problema da limitação de área superficial disponível para os painéis solares devido às restrições da padronização, também impactando na geração energética. Por exemplo, um CubeSat 1U possui faces de $100 \text{ cm}^2 = 0,01 \text{ m}^2$ disponíveis para os painéis, capazes de gerar de 1 a 2 W dependendo do material da célula. Em comparação, satélites maiores, como o Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres (*China-Brazil Earth Resources Satellite – CBERS*) 04A, possui painéis de aproximadamente 16 m^2 capazes de gerar até 2.100 W (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2019).

Conhecendo tal problemática, este trabalho investiga um sistema de controle térmico para painéis fotovoltaicos de CubeSats 1U, utilizando tubos de calor comerciais e Geradores Termoelétricos (*Thermoelectric Generators – TEGs*). Esse sistema de controle térmico tem como objetivo maximizar a eficiência de conversão do painel ao reduzir as temperaturas de operação, e gerar energia extra ao aproveitar o calor excessivo do painel. Os experimentos para avaliação do desempenho térmico e elétrico do painel foram realizados

em três configurações diferentes: apenas painel solar e radiador, com adição de tubos de calor, e com adição de tubos de calor e TEGs.

A validação do sistema foi determinada por análises experimentais no Laboratory of Applications and Research in Space (LARS), do Centro Tecnológico de Joinville (CTJ), da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC). A fim de reproduzir as condições de ambiente espacial em laboratório, os testes foram conduzidos em uma câmara vácuo-térmica, com pressão de $1 \cdot 10^{-2}$ mbar e temperatura de -30 °C, equipada com um conjunto de Diodos Emissores de Luz (LEDs) para simular uma condição de irradiância solar fixa de $906,5 \text{ W/m}^2$ sobre o painel.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo geral

Analisar experimentalmente diferentes configurações de sistema de controle térmico para painéis fotovoltaicos de CubeSats 1U. Essas configurações são compostas por painel solar, tubos de calor, geradores termoelétricos e radiador acoplados, a fim de alcançar temperaturas de operação que maximizem a eficiência do painel.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Projetar e construir sistema de controle térmico de painel fotovoltaico com tubo de calor, gerador termoelétrico e radiador;
- Caracterizar a irradiância hemisférica total do conjunto de LEDs utilizado nos testes;
- Determinar influência da dobra no desempenho térmico de tubos de calor comerciais e viabilidade do uso para aplicações espaciais;
- Comparar experimentalmente três diferentes configurações do sistema de controle térmico em uma câmara vácuo-térmica;
- Determinar melhor configuração de controle térmico para situação proposta, em termos de melhora de eficiência e produção energética.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

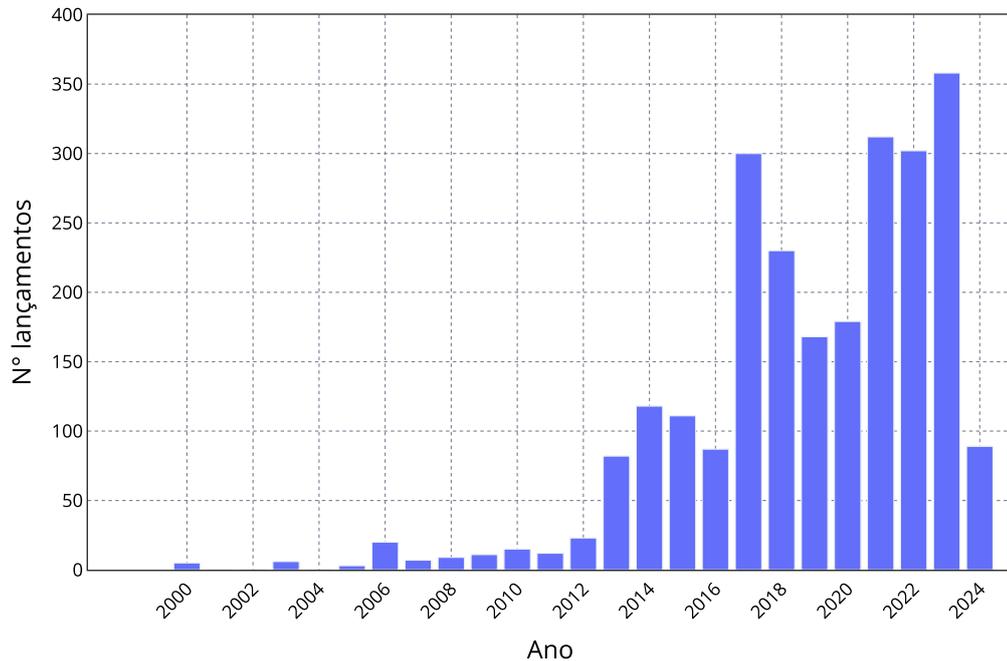
A crescente utilização de CubeSats por parte de empresas privadas e Universidades tem levado a um aumento nas pesquisas e na busca por solucionar problemas relacionados à miniaturização dos satélites. Dentre esses problemas, destaca-se a reduzida área superficial dos CubeSats, e a conseqüente restrição no tamanho dos painéis solares necessários para a geração de energia elétrica.

Portanto, com essa limitação, é necessário garantir que os reduzidos painéis solares operem em máxima eficiência, propriedade fortemente influenciada pela temperatura de operação. Assim, o estudo e o aprimoramento de dispositivos de controle térmico, especialmente para situações como essa, é essencial para um melhor funcionamento do CubeSat como um todo.

2.1 NANOSSATÉLITES E CUBESATS

Até meados dos anos 1980, os principais satélites pequenos em uso eram os microsatélites, com massa de até 200 kg. Entretanto, com a evolução tecnológica de componentes eletrônicos, foi possível a miniaturização desses satélites, dando origem aos nanosatélites, de 1 a 10 kg, e aos picosatélites, de 0,1 a 1 kg (Janson, 2011). A partir dos nanosatélites, o conceito de CubeSat foi definido em 2000 pelos professores Robert Twiggs, da Universidade de Stanford, e Jordi Puig-Suari, da Universidade Politécnica da Califórnia (Swartwout, 2013). Essa padronização dos nanosatélites em cubos de unidade 1U, com dimensões de 10x10x10 cm e massa de 1 kg, foi concebida a fim de permitir o desenvolvimento de missões e projetos acadêmicos com prazos e orçamentos reduzidos (Heidt *et al.*, 2000). A Figura 1 mostra o crescimento no número de CubeSats lançados até 2024.

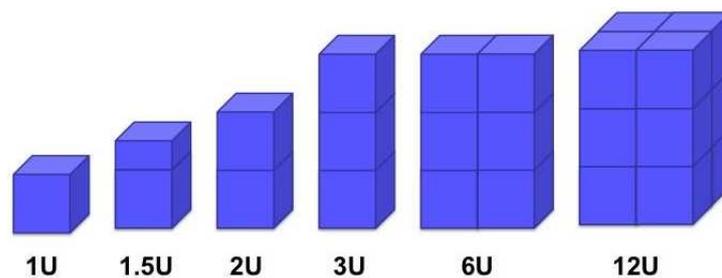
Figura 1 – Lançamento de CubeSats no mundo ao longo dos anos.



Fonte: Swartwout (2023).

De acordo com a demanda da missão espacial, pode ser necessária a utilização de CubeSats maiores que o unitário, por isso, foram criados tamanhos padronizados adicionais, conforme mostrado na Figura 2. Esses CubeSats possuem as mesmas vantagens do padrão 1U, como a utilização de componentes comerciais de prateleira (*Commercial Off-The-Shelf* – COTS), a diminuição do custo da missão e a redução do período de desenvolvimento, além de possibilitar missões que requerem maior espaço para carga útil e subsistemas.

Figura 2 – Dimensões padronizadas de CubeSats.



Fonte: National Aeronautics and Space Administration (NASA, 2023).

Independentemente do tamanho, os CubeSats e nanossatélites são divididos em subsistemas de forma semelhante à adotada por outras plataformas orbitais. Essa separação é estruturada de forma que cada setor seja responsável por determinada parte vital do satélite, além de permitir uma gestão de missão efetiva e um funcionamento integrado dos componentes. Dessa forma, conforme Fortescue *et al.* (2011), esses subsistemas são organizados em:

- Subsistema de Controle de Atitude (*Attitude Control System – ACS*);
- Subsistema de Fornecimento de Energia Elétrica (*Electrical Power System – EPS*);
- Subsistema de Controle Térmico (*Thermal Control System – TCS*);
- Subsistema de Telemetria, Rastreamento e Comando (*Telemetry, Tracking and Command System – TT&C*);
- Subsistema de Supervisão de Bordo (*On-Board Data Handling – OBDH*).

Portanto, para entender o problema proposto, os subsistemas de Fornecimento de Energia Elétrica (EPS) e de Controle Térmico (TCS) serão aprofundados nas próximas seções.

2.2 SUBSISTEMA DE FORNECIMENTO DE ENERGIA ELÉTRICA

O Subsistema de Fornecimento de Energia Elétrica (EPS) é vital para toda missão espacial. Isso porque além de garantir a efetiva geração e distribuição de energia para todos os outros subsistemas e carga útil, qualquer falha nas tarefas durante a operação pode resultar no fim de uma missão inteira sem a possibilidade de conserto (Fortescue *et al.*, 2011).

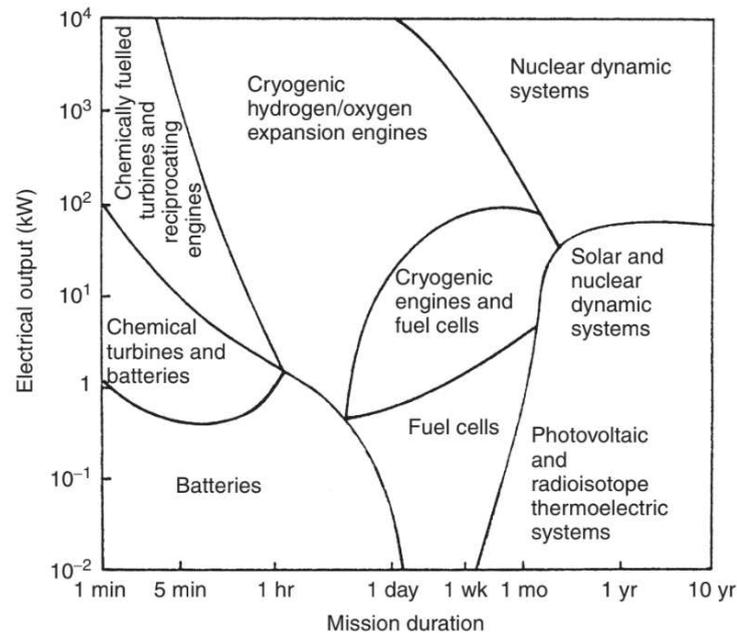
É possível definir o melhor método de geração de energia para cada missão com base em parâmetros como a quantidade de energia necessária e a duração da missão. Assim, visto que as missões atuais preveem anos de operação e os CubeSats requerem apenas algumas dezenas de watts de potência, é possível afirmar que as alternativas mais adequadas são os painéis fotovoltaicos e os Geradores Termoelétricos de Radioisótopos (*Radioisotope Thermoelectric Generators – RTGs*), conforme mostrado na Figura 3.

Este trabalho se concentra na análise térmica dos painéis fotovoltaicos, que são os mais comumente encontrados em CubeSats por se adequarem às limitações de peso e volume, se tornando uma das principais preferências atualmente. Além disso, tem como foco também os geradores termoelétricos, semelhantes aos RTGs, porém utilizam o superaquecimento dos painéis solares para gerar energia extra ao CubeSat, sendo uma alternativa interessante de ser analisada para essas missões.

2.2.1 Painéis fotovoltaicos

Painéis solares fotovoltaicos são dispositivos que convertem energia luminosa em elétrica por meio do efeito fotovoltaico, descoberto por Becquerel (1839). Entretanto, apenas em 1954 foram construídas as primeiras células solares com eficiência superior a 5%, graças à evolução dos materiais e tecnologias utilizadas (Lincot, 2017). O efeito fotovoltaico ocorre quando fótons provenientes da radiação solar transferem energia suficiente para excitar os elétrons dos átomos de um material semicondutor. Ao receber essa energia, esses elétrons saem das camadas de valência, tornando-se parte da corrente elétrica gerada e deixando lacunas nas posições onde se encontravam. Cada célula solar é constituída por

Figura 3 – Tipos de fontes de energia para missões espaciais.



Fonte: Angrist (1982) *apud* Fortescue *et al.* (2011, p. 328).

semicondutores do tipo p (*i.e.*, portador de lacunas) e do tipo n (*i.e.*, portador de elétrons) intercalados. Nessa junção p-n, o campo elétrico gerado direciona os elétrons e lacunas para superfícies opostas do painel, disponibilizando um fluxo de elétrons para o circuito elétrico externo. Exemplos comuns de semicondutores utilizados são silício (Si), sulfeto de cádmio (CdS) e arseneto de gálio (GaAs) (Fortescue *et al.*, 2011).

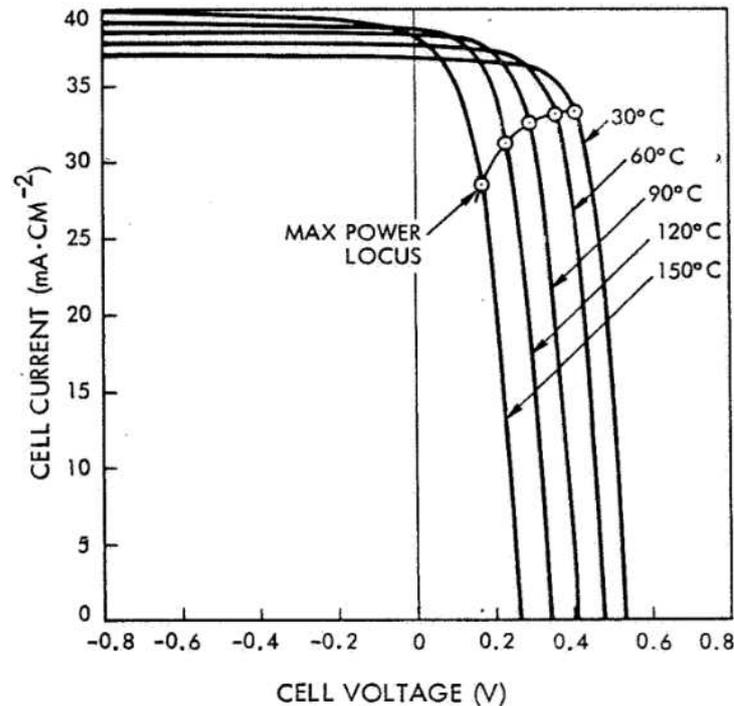
A eficiência de conversão energética (η) de um painel solar é medida em laboratório pelo fabricante em temperatura ambiente (*i.e.*, 25 °C), e pode ser calculada pela Equação 1. A eficiência é a razão entre a potência gerada pelas células (P_{painel}), obtida pelo produto de corrente (I) por tensão (V), e a potência solar incidente (P_{solar}), obtida pela quantidade de irradiância solar ($Irrad$) que incide sobre a área do painel (A_{painel}). Contudo, essa eficiência não é constante ao longo da vida útil do painel, pois pode variar devido à degradação pelo ambiente espacial e às condições de operação às quais está exposto. Os principais fatores que impactam na eficiência são nível de iluminação, danos causados por radiação de partículas, problemas construtivos das células, bem como temperaturas de operação e do ambiente (Rauschenbach, 1976).

$$\eta = \frac{P_{\text{painel}}}{P_{\text{solar}}} = \frac{I \cdot V}{Irrad \cdot A_{\text{painel}}} \quad (1)$$

Quanto à dependência da temperatura na energia gerada e eficiência do painel, Rauschenbach (1976) aponta que o aumento da temperatura de operação causa tanto um pequeno incremento na corrente de curto-circuito, quanto uma diminuição significativa na tensão das células solares, alterações apresentadas na curva de corrente por tensão na

Figura 4. O aumento na corrente de curto circuito ¹ é refletido na curva $I - V$ de maneira proporcional à temperatura. Entretanto, a alteração da tensão, causada por uma mudança nas características de condução dos diodos da célula, resulta em uma translação da curva $I - V$ para valores de tensão menores com o aumento da temperatura e para valores maiores com sua diminuição.

Figura 4 – Curva corrente por tensão de célula solar para diferentes temperaturas, sob irradiância solar de 1.370W/m^2 .



Fonte: Rauschenbach (1976, p.3.5-2)

Dessa forma, a relação direta entre eficiência energética e temperatura é dada pela Equação 2, na qual η_{ref} é a eficiência elétrica à temperatura de referência (T_{ref}) e irradiância padrão (1.000 W/m^2) fornecida pelo fabricante, β_{ref} é o coeficiente de temperatura, geralmente $0,004\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$ para células de silício cristalino, e T_c é a temperatura de operação da célula (Evans; Florschuetz, 1977).

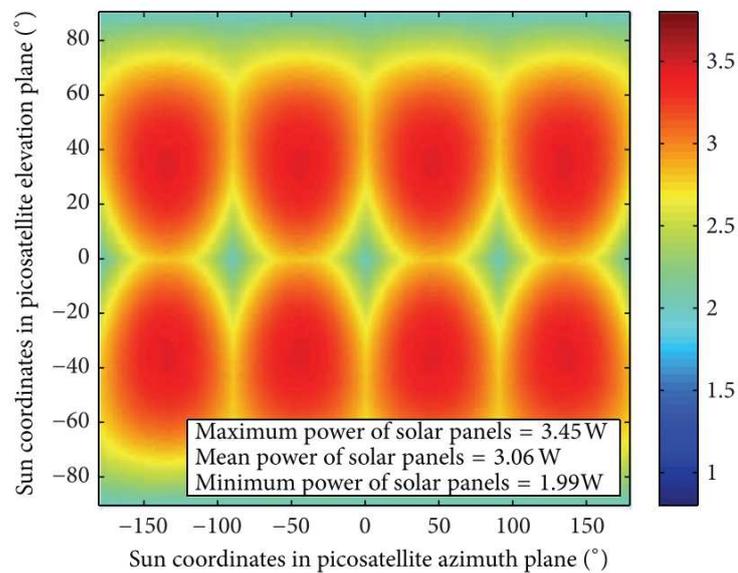
$$\eta = \eta_{ref} \left[1 - \beta_{ref}(T_c - T_{ref}) \right] \quad (2)$$

Diferentes estudos e experimentos foram realizados ao longo de décadas, como os apresentados por Wysocki e Rappaport (1960), Meneses-Rodríguez *et al.* (2005), Vertat e Vobornik (2014) e Kumar *et al.* (2019). No estudo feito por Vertat e Vobornik (2014) com painéis solares de arseneto de gálio (GaAs), foram feitas simulações a fim de comparar a produção de energia em função da posição solar para dois casos com temperaturas diferentes, sendo que a posição solar foi medida em relação aos planos de elevação e de

¹ “Este aumento é uma função do nível de iluminação, que depende da distribuição espectral da iluminação e da resposta espectral da célula” (Rauschenbach, 1976).

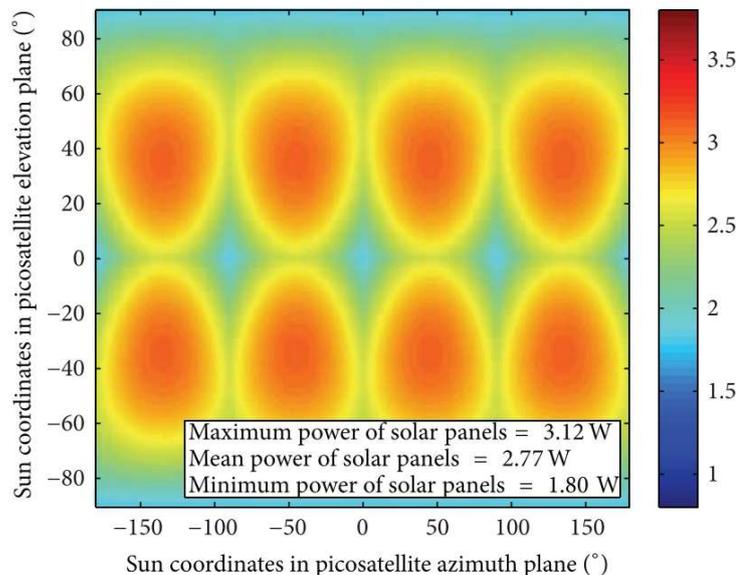
azimute do picossatélite em estudo. Os casos foram analisados em temperatura ambiente (25 °C) com eficiência padrão definida pelo fabricante de 27% (Figura 5), e em temperatura de 60 °C (Figura 6). Com essas simulações foi possível identificar a redução da potência máxima (de 3,45 W para 3,12 W) e da eficiência (de 27% para 24,4%) com o aumento de temperatura do painel (de 25 °C para 60 °C). Vale destacar que esse comportamento pode ser observado em painéis de diferentes materiais, não sendo exclusivo de painéis de GaAs, como é mostrado na Figura 7 para tensão máxima, cujo comportamento é análogo à eficiência. Com isso, nota-se a necessidade da utilização de controle térmico em painéis solares, a fim de se obter máximo desempenho e fornecimento de energia ao sistema.

Figura 5 – Geração de energia em painel solar (25 °C) em função da posição do Sol.



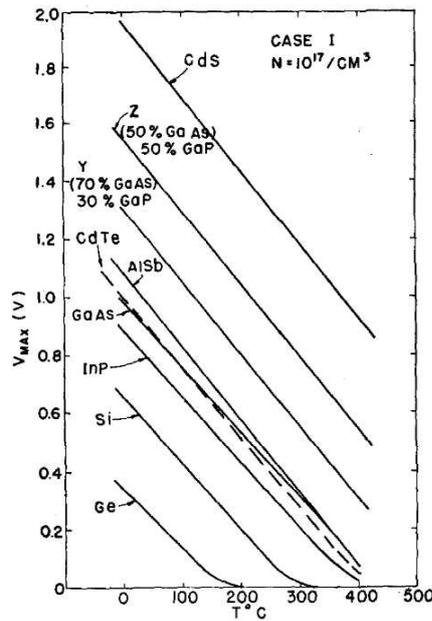
Fonte: Vertat e Vobornik (2014, p. 3).

Figura 6 – Geração de energia em painel solar (60 °C) em função da posição do Sol.



Fonte: Vertat e Vobornik (2014, p. 3).

Figura 7 – Tensão máxima versus temperatura para diferentes semicondutores.



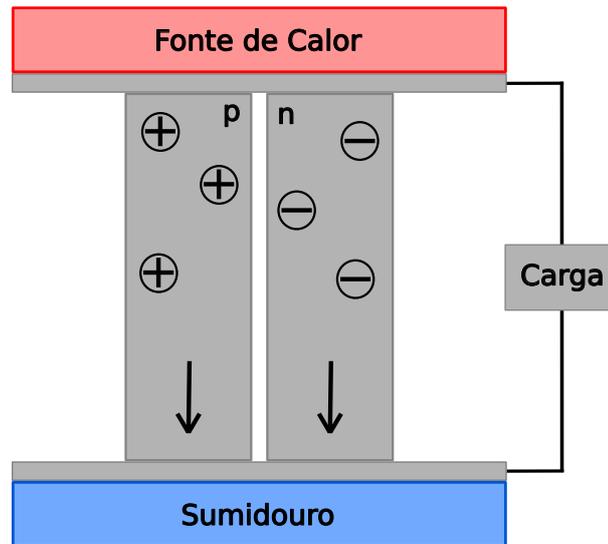
Fonte: Wysocki e Rappaport (1960, p. 573).

2.2.2 Geradores termoelétricos

Os Geradores Termoelétricos (*Thermoelectric Generators* – TEGs) são dispositivos capazes de gerar energia elétrica a partir da aplicação de um gradiente de temperatura. Esse fenômeno, denominado Efeito Seebeck, foi descoberto por Seebeck (1823) e determina uma constante de proporcionalidade (S) para o funcionamento dos TEGs (Equação 3). Os TEGs são construídos com materiais semicondutores, a partir de diversos pares termoelétricos conectados eletricamente em série e termicamente em paralelo, onde um semicondutor é do tipo p e o outro do tipo n. Com a diferença de temperatura (ΔT) aplicada nas faces do TEG, os elétrons e lacunas se movem separadamente por meio da diferença de densidade para a face fria, onde se recombinam e geram uma diferença de potencial (ΔV) (Huen; Daoud, 2017). A Figura 8 mostra o esquema de funcionamento de um par termoelétrico que constitui o TEG, com o deslocamento de lacunas e elétrons para a geração da diferença de potencial.

$$S = -\frac{\Delta V}{\Delta T} \quad (3)$$

Figura 8 – Esquema de funcionamento dos TEGs.



Fonte: Adaptado de Huen e Daoud (2017, p.1297).

Devido à restrição de área disponível para a instalação de painéis solares dada pela padronização CubeSat, a energia gerada por esses dispositivos também é limitada, sendo necessária a exploração de outras fontes. Nesse cenário, os TEGs são pontos centrais em diversos estudos de ampliação energética em missões espaciais de baixo peso e custo, pois o acoplamento entre TEG e painel solar permite um melhor aproveitamento da radiação solar incidente mesmo em áreas reduzidas. Enquanto os painéis solares apenas utilizam radiação da região ultravioleta e da luz visível (*i.e.*, 10 a 740 nm) para gerar energia, os TEGs são capazes de aproveitar o calor produzido em componentes pela radiação da região infravermelha (*i.e.*, 740 nm a 1 mm) (Tritt *et al.*, 2008). Dessa forma, a energia não aproveitada pelos painéis solares, que causa superaquecimento, redução da eficiência de conversão e redução da vida útil, e que seria emitida para o ambiente externo e descartada, pode ser reaproveitada pelos TEGs para gerar mais eletricidade para o sistema.

2.3 SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO

O Subsistema de Controle Térmico (TCS) também possui papel fundamental para o sucesso das missões no geral. Esse subsistema é o encarregado de manter a temperatura de todos os outros subsistemas e componentes dentro de uma margem tolerável para operação, garantindo um melhor desempenho e aumento de vida útil.

Durante o funcionamento, satélites estão sujeitos a um aquecimento de origem externa, causado por condições do ambiente espacial como radiação solar (E_{Sol}), albedo (E_{Albedo}) e infravermelho da Terra (E_{Terra}), e de origem interna ($E_{Interna}$), causado pelo calor dissipado pelos componentes. Assim, o controle térmico é feito a partir do balanço, em regime permanente, entre essas energias de origem interna e externa com a energia total dissipada para o ambiente espacial ($E_{Dissipada}$) (Equação 4) (Gilmore, 2002).

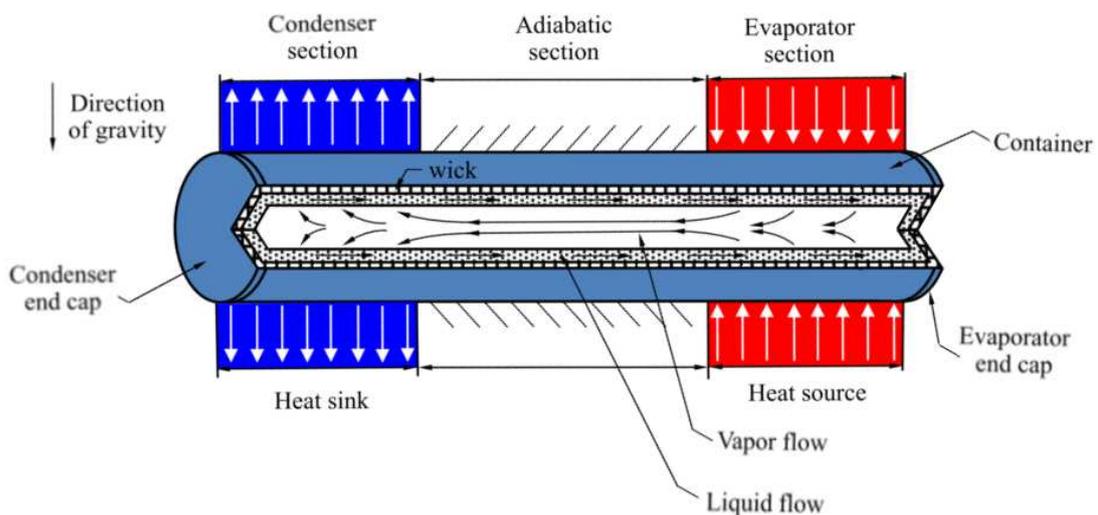
$$E_{Sol} + E_{Albedo} + E_{Terra} + E_{Interna} = E_{Dissipada} \quad (4)$$

A fim de atingir o equilíbrio nesse balanço é necessária a utilização de métodos ativos e/ou passivos de controle, os quais auxiliam na dissipação de energia para fora do sistema em casos de superaquecimento ou permitem o aquecimento de componentes em casos de super-resfriamento. Como os métodos ativos são geralmente mais pesados e necessitam de uma fonte de energia, esses são utilizados apenas em situações de controle sensível ou quando o método passivo não for suficiente (Fortescue *et al.*, 2011). Assim, para aplicações em CubeSats, onde o peso é um fator limitante, a preferência é a utilização de métodos passivos, tais como coberturas superficiais, tubos de calor, materiais com mudança de fase (*Phase Change Materials – PCM*), isolamentos e radiadores. Neste trabalho são utilizados tubos de calor, para realizar o transporte do calor proveniente do painel solar, e um radiador, para realizar a dissipação do calor para o ambiente externo.

2.3.1 Tubos de calor

Tubos de calor, ou do inglês *heat pipes*, são tubos selados a vácuo que realizam transferência de calor através do calor latente de vaporização em um ciclo líquido-vapor. Esses tubos são constituídos estruturalmente, ao longo de todo comprimento, por uma estrutura capilar com líquido e uma seção livre para a movimentação do vapor. Além disso, em relação ao funcionamento, os tubos podem ser divididos em seção do evaporador, seção adiabática de transporte e seção do condensador, conforme mostrado na Figura 9.

Figura 9 – Esquema estrutural e de funcionamento de tubos de calor.



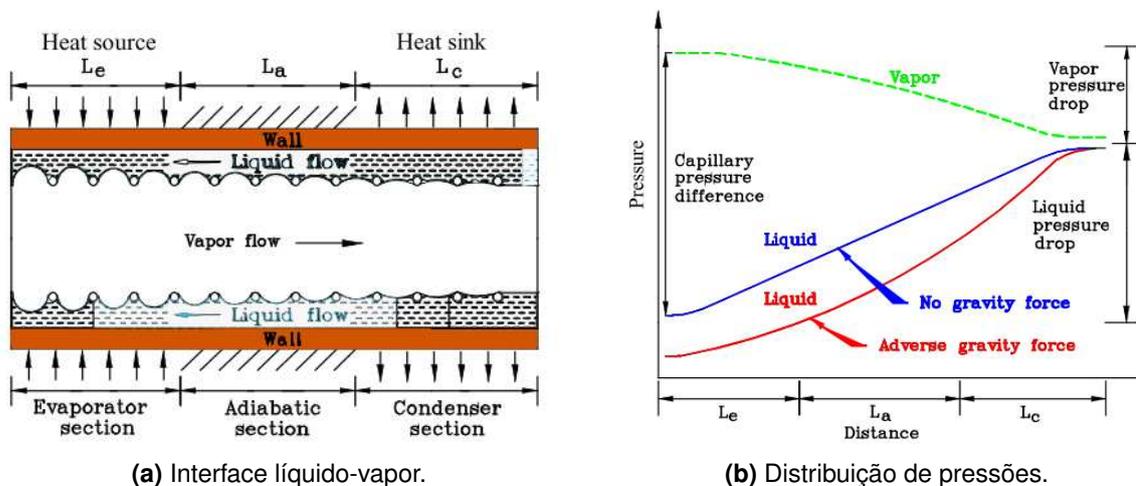
Fonte: Faghri (2014, p. 2).

Dessa forma, conforme Gilmore (2002) e Faghri (2014), o ciclo de funcionamento dos tubos de calor segue os seguintes passos:

1. Evaporador recebe calor externo, o que aumenta a temperatura local e evapora o líquido contido na estrutura capilar, aumentando a curvatura do menisco do poro e a pressão de vapor;
2. O vapor formado irá se deslocar através da seção adiabática para o condensador, que possui uma pressão de vapor menor;
3. Ao chegar no condensador mais frio, esse vapor condensa, liberando calor latente da vaporização para o sumidouro. O líquido formado é absorvido pela estrutura capilar do condensador, mantendo o menisco do local aproximadamente plano;
4. Com um menisco maior no evaporador e plano no condensador, ocorre uma diferença na pressão capilar que faz o líquido do condensador ser bombeado para o evaporador;
5. Esse ciclo ocorre enquanto a pressão capilar for suficiente para realizar o passo 4 e reiniciar a sequência.

Para uma situação de baixa taxa de escoamento de vapor, é possível visualizar o comportamento de mudança do menisco ao longo do tubo na Figura 10a, onde tem-se um menisco com grande curvatura no evaporador e um menisco quase plano no condensador. Ainda, a Figura 10b ilustra as mudanças de pressão descritas no ciclo de funcionamento dos tubos de calor, onde a queda de pressão de vapor é responsável pela movimentação de vapor no sentido evaporador-condensador, e a queda de pressão de líquido é responsável pela movimentação de líquido na estrutura porosa no sentido condensador-evaporador.

Figura 10 – Comportamento da interface líquido-vapor em tubos com baixa taxa de escoamento de vapor.



Fonte: Faghri (2014, p. 2).

Com o objetivo de atingir um desempenho térmico ideal, alguns parâmetros dos tubos de calor podem ser personalizados para cada aplicação, incluindo o fluido de trabalho,

taxa de carga de fluido, material das paredes e da estrutura porosa, tipo de estrutura porosa, dimensões e geometria do tubo. As missões espaciais que utilizam CubeSats priorizam a utilização de componentes disponíveis no mercado. No caso dos tubos de calor, os mais acessíveis são os tubos de cobre sinterizados, redondos ou achatados, pois são amplamente utilizados no controle térmico de computadores e notebooks. Assim, as possíveis adaptações restantes são a troca do fluido de trabalho com diferentes taxas de carga e as alterações na geometria do tubo. O fluido de trabalho ideal para um tubo de calor deve atender requisitos, como (Dunn; Reay, 1994; Gilmore, 2002; Joo; Kwak, 2017):

- Compatibilidade com o material das paredes e da estrutura porosa do tubo: quaisquer produtos de reações químicas entre os materiais ficariam contidos dentro do tubo selado, prejudicando a transferência de calor e podendo causar acidentes;
- Estabilidade térmica: o fluido não se degrada termicamente caso opere fora da faixa de temperatura de operação recomendada;
- Boa molhabilidade entre fluido e estrutura porosa, com ângulo de contato pequeno;
- Condição ideal de temperatura de operação deve estar acima do ponto triplo e abaixo da temperatura crítica do fluido;
- Pressão de vapor não pode ser extrema nas temperaturas de operação;
- Temperatura de congelamento ou de fluidez aceitável para a aplicação;
- Alta condutividade térmica: de modo a reduzir o gradiente de temperatura na direção radial e evitar a ebulição nucleada próximo aos poros e paredes;
- Custo e disponibilidade.

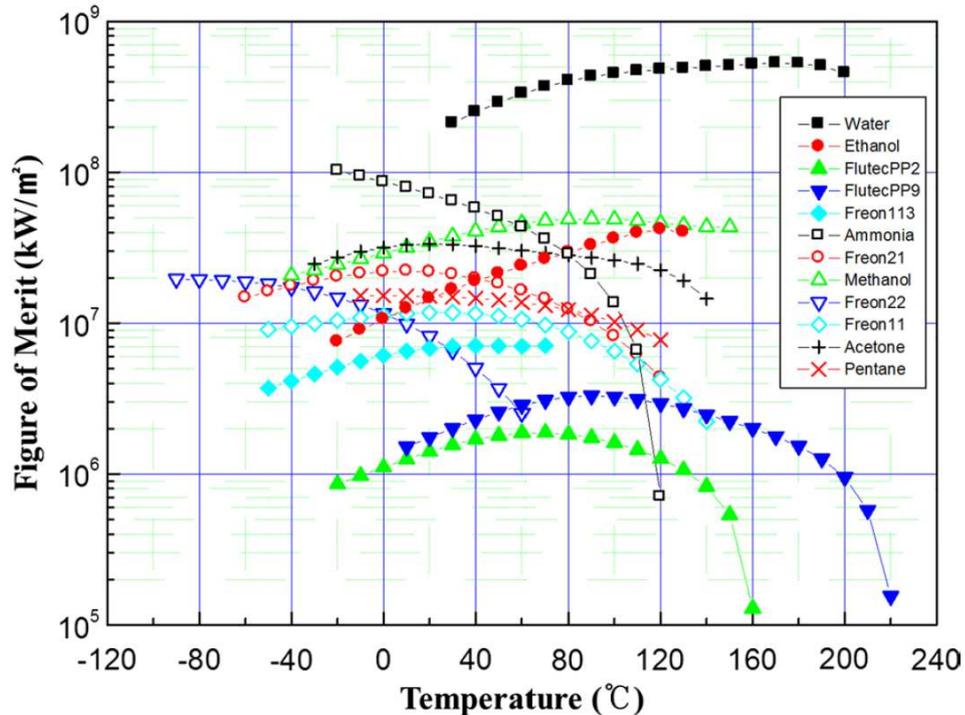
Além desses requisitos, propriedades como densidade de líquido (ρ_l), tensão superficial (σ_l), calor latente (L) e viscosidade de líquido (μ_l) são importantes na seleção e comparação de fluidos, sendo combinadas no Número de Mérito (M), mostrado na Equação 5 (Dunn; Reay, 1994).

$$M = \frac{\rho_l \sigma_l L}{\mu_l} \quad (5)$$

O Número de Mérito é utilizado para determinar a máxima transferência de calor de cada fluido em função da temperatura de operação, como mostra a Figura 11. Portanto, para maximizar o desempenho do tubo de calor é necessário maximizar essa grandeza, utilizando fluidos de trabalho com alta tensão superficial e calor latente, e baixa viscosidade. Conforme mostrado na Figura 11, a água possui o maior Número de Mérito entre os fluidos geralmente utilizados em tubos de calor, apresentando um desempenho térmico vantajoso. Aliado a isso, é um fluido com custo baixo e abundante, motivos pelos quais tubos de calor com água como fluido de trabalho estão mais disponíveis no mercado. No entanto, são necessários estudos sobre a viabilidade do uso da água e de outros fluidos para tubos de calor em aplicações espaciais, visto que CubeSats operam em ambientes com temperaturas

abaixo de 0 °C, faixa de temperatura com uma quantidade restrita de fluidos de trabalho operantes.

Figura 11 – Número de Mérito de fluidos de trabalho para tubos de calor.



Fonte: Joo e Kwak (2017, p. 2).

Em relação a alterações de geometria nos tubos de calor, é importante considerar a restrição de dimensões do padrão CubeSat, que limita o tamanho dos tubos instalados, e o fato de que painéis solares (evaporador) e radiadores (condensador) localizam-se geralmente em faces perpendiculares ou opostas, impossibilitando a instalação de tubos de calor retos, sendo necessária a realização de dobras ao longo do tubo. Alterações na geometria, tais como achatamento e dobra, precisam ser estudadas e realizadas com cuidado, pois podem danificar a estrutura porosa interna, interrompendo o escoamento de líquido e vapor, e impedindo a transferência de calor.

2.3.2 Radiadores

Radiadores são dispositivos de controle térmico responsáveis por dissipar todo calor excessivo do satélite para o ambiente espacial. Esse calor é a componente $E_{Dissipada}$ do balanço térmico da Equação 4 em termos de taxa, liberado na forma de radiação infravermelha. Com esse objetivo, os radiadores são fabricados e/ou revestidos com materiais que possuem alta emissividade na faixa infravermelha ($\epsilon > 0,8$) para aumentar a irradiação do calor, e baixa absorvidade na faixa solar e infravermelha ($\alpha < 0,2$) para diminuir a absorção do calor externo (Gilmore, 2002).

A quantidade de calor dissipada por um radiador é diretamente proporcional à área superficial, entretanto, como CubeSats possuem uma área limitada é necessário estudar soluções que contornem esse problema. Uma dessas soluções é a utilização de radiadores dobráveis, que são compactos para o lançamento mas em operação conseguem aumentar de área. Outra solução para melhorar o desempenho do radiador sem a necessidade de aumentar a área é a utilização de novos materiais de revestimento com maior emissividade, como o pentóxido de vanádio (Janzer *et al.*, 2018).

2.4 MONTAGEM, INTEGRAÇÃO E TESTES

Uma importante etapa no projeto de um satélite é a denominada Montagem, Integração e Testes (*Assembly, Integration and Testing – AIT*), responsável por garantir, sob altos níveis de confiabilidade, a correta montagem e integração dos componentes e o funcionamento de todos os subsistemas em condições normais e extremas de operação. A etapa da montagem compreende o posicionamento e fixação de todos os componentes, cabos, e acabamentos. A etapa da integração compreende a interligação e organização entre componentes e entre subsistemas, para que funcionem ordenadamente e corretamente. Por fim, a etapa de teste compreende a verificação da funcionalidade e integridade do satélite em relação a requisitos de projeto e em todas as condições de lançamento e operação (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2024).

A etapa de testes pode ser dividida em testes de qualificação e de aceitação. Os testes de qualificação são responsáveis por verificar se o modelo de engenharia está adequado a operar, aplicando-se margens de teste acima das condições previstas para a missão a fim de simular casos extremos. Já os testes de aceitação são responsáveis por testar o modelo de voo e garantir que não existam ainda falhas de etapas anteriores (Fortescue *et al.*, 2011). Entre os principais testes realizados para o lançamento de uma missão, pode-se citar os de carga estática, vibracionais, de choque, compatibilidade eletromagnética e ambientais. Como os testes deste trabalho se enquadram na categoria de testes ambientais em câmara vácuo-térmica, mais especificamente testes de balanço térmico, a próxima seção irá detalhar as principais características desses tipos de testes.

2.4.1 Testes em câmara vácuo-térmica

A etapa de testes ambientais tem como principal função verificar o desempenho dos sistemas em condições semelhantes ao espaço, a fim de eliminar falhas de projeto, fabricação, materiais, montagem e outras etapas. Condições do ambiente espacial enfrentadas durante operação, como vácuo, aquecimento e resfriamento, podem ser simuladas em câmaras vácuo-térmicas em testes de ciclagem térmica e de balanço térmico.

Os testes de ciclagem térmica são conduzidos em ciclos de temperaturas extremas sob vácuo, verificando o funcionamento elétrico dos componentes e identificando pontos

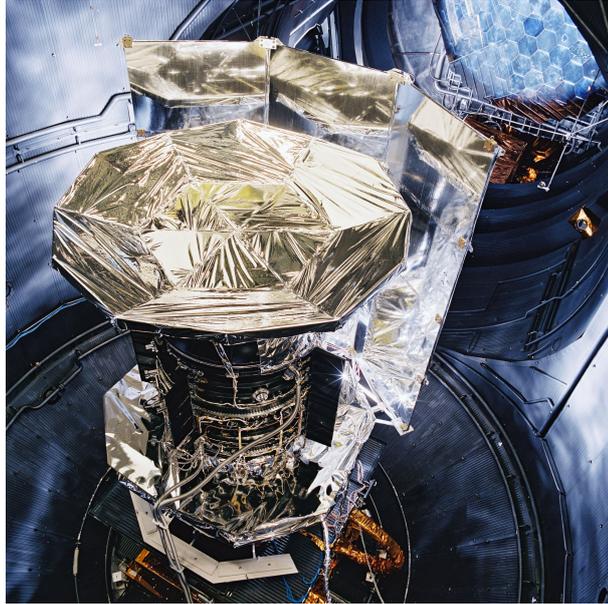
sensíveis à dilatação térmica. Os testes de balanço térmico são conduzidos em câmaras vácuo-térmicas com simuladores solares, verificando a eficácia do sistema de controle térmico em manter os componentes do CubeSat dentro da margem de temperatura de operação determinada pelos fabricantes (Fortescue *et al.*, 2011).

As câmaras vácuo-térmicas são equipadas com bombas de vácuo mecânicas, turbo moleculares e criogênicas, podendo alcançar uma pressão de até $1 \cdot 10^{-6}$ mbar e mantê-la durante todo experimento. Além disso, são revestidas internamente por uma *shroud*, geralmente uma placa cilíndrica de alumínio pintada de preto, que simula a condição do espaço de sumidouro de calor infinito. Para alterar a condição de temperatura interna da câmara para os testes desejados é necessário controlar a temperatura da *shroud*, por meio de sistemas de refrigeração e serpentinas ou de resistências elétricas (Chisabas *et al.*, 2017).

Para testes de balanço térmico, as câmaras são equipadas internamente com simuladores solares, além dos equipamentos anteriormente citados. Esses dispositivos são responsáveis por simular a irradiância solar incidente sobre o satélite ou componente durante uma órbita ou valor de irradiância fixo. Como alternativa de menor custo para missões de CubeSats, esses simuladores podem ser constituídos por lâmpadas ou LEDs.

O Large Space Simulator (LSS) é a maior câmara vácuo térmica da Europa, situada no European Space Research and Technology Centre (ESTEC) em Noordwijk, Holanda, utilizada para testar satélites de agências espaciais (Figura 12). Consiste em uma estrutura cilíndrica de 15 m de altura e 10 m de diâmetro, equipada com bombas turbo moleculares e criogênicas capazes de alcançar um vácuo de $1 \cdot 10^{-6}$ mbar, e um conjunto de lâmpadas de xenônio, 20 kW cada, capazes de gerar um feixe de luz de 6 m de diâmetro e alcançar valores de irradiância até duas vezes mais intensas que a encontrada na superfície terrestre (European Space Agency - ESA, 2024).

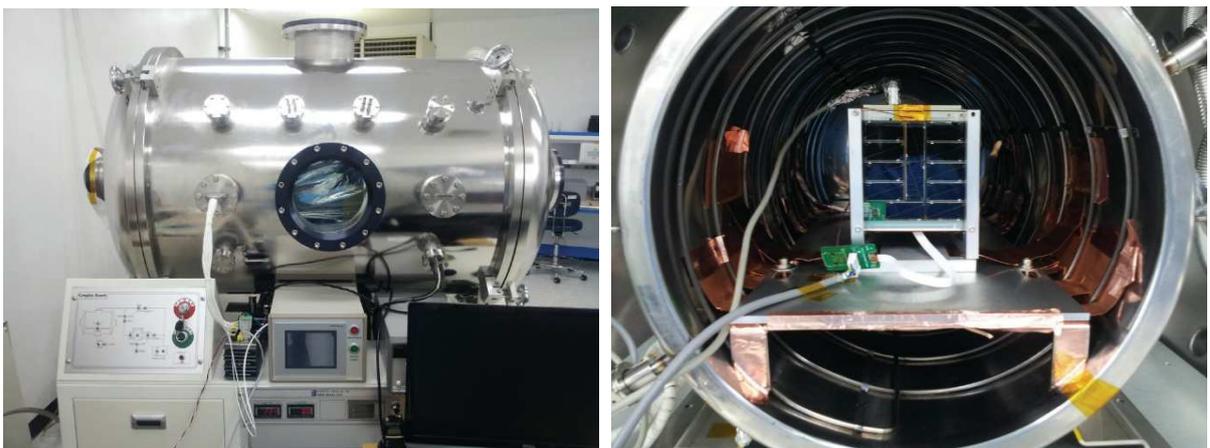
Figura 12 – Observatório Espacial Herschel dentro do LSS, simulador solar no canto superior direito da Figura.



Fonte: ESA (2024).

Diversos estudos já foram realizados com o auxílio de câmaras vácuo-térmicas de menores proporções, desde testes ambientais com satélites pequenos (Parker, 1987), testes com lâmpadas para avaliar a produção de energia de geradores termoelétricos (Uwarowa; Jaworski, 2016), e testes para verificar o funcionamento de CubeSats em condições espaciais extremas (Figura 13).

Figura 13 – Câmara vácuo-térmica com CubeSat para testes.



Fonte: Jeon *et al.* (2013, p. 336 e 340)

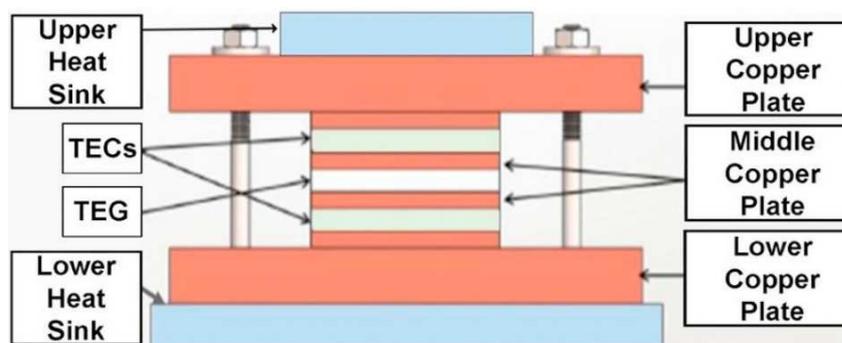
2.5 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nesta seção são apresentados artigos, com análises tanto teóricas quanto experimentais, sobre a viabilidade da utilização de geradores termoelétricos e tubos de calor no controle térmico e na geração de energia em CubeSats.

2.5.1 Geradores termoelétricos em CubeSats

Caracterizações elétricas de TEGs têm como objetivo compreender o seu comportamento em aplicações e condições de contorno específicas, como na geração de energia extra em CubeSats. Os experimentos conduzidos por Ostrufka *et al.* (2019) foram construídos conforme a Figura 14, em que um TEG tem suas faces aquecidas e resfriadas por dois Refrigeradores Termoelétricos (*Thermoelectric Coolers* – TECs), que por sua vez são refrigerados por sumidouros de calor. Com essa bancada experimental, os TEGs foram testados sob um perfil de temperaturas proveniente de uma simulação térmica do nanossatélite FloripaSat em órbita terrestre baixa (*Low Earth Orbit* – LEO), simulando o acoplamento entre TEG e painel solar. Dessa forma, foi possível estimar a geração de energia em, aproximadamente, 0,312 Wh, o que representa 9,62% da energia gerada pelos painéis solares.

Figura 14 – Esquema do experimento com TEG.

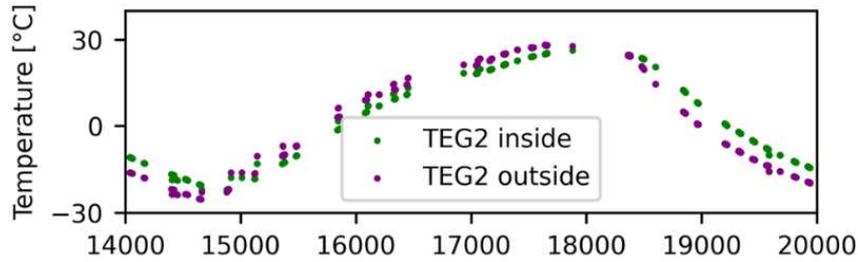


Fonte: Ostrufka *et al.* (2019, p.35)

O acoplamento de TEGs com painéis solares também foi investigado por Langer *et al.* (2023), porém a bordo de um CubeSat 2U em órbita LEO, onde foi possível observar o comportamento do conjunto em uma situação real de operação. O experimento teve como objetivo demonstrar a viabilidade de TEGs para o aproveitamento do calor excessivo de painéis solares em CubeSats para a geração de energia elétrica. Para isso dois TEGs foram internamente acoplados a painéis solares em faces opostas do CubeSat, com a face interna livre para realizar troca por radiação com o interior do nanossatélite. A Figura 15 mostra o perfil de temperatura das faces interna e externa de um dos TEGs ao longo de uma órbita, onde é possível observar que o gradiente de temperatura ao longo de uma órbita é 60 °C, porém o gradiente entre as faces é menor. Ao longo de 27 órbitas, a máxima

potência gerada de 0,35 mW ocorreu quando o gradiente entre as superfícies do TEG foi de $-7,5\text{ }^{\circ}\text{C}$, sendo necessário um gradiente maior para uma maior geração energética.

Figura 15 – Perfil de temperatura das faces interna e externa do TEG em uma órbita.

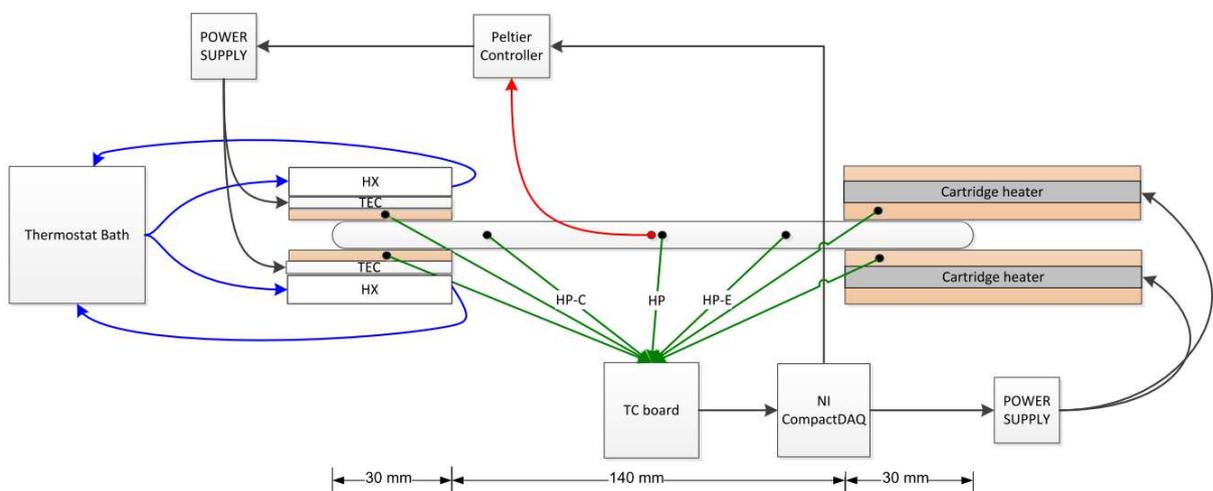


Fonte: Langer *et al.* (2023, p.9)

2.5.2 Tubos de calor para controle térmico em CubeSats

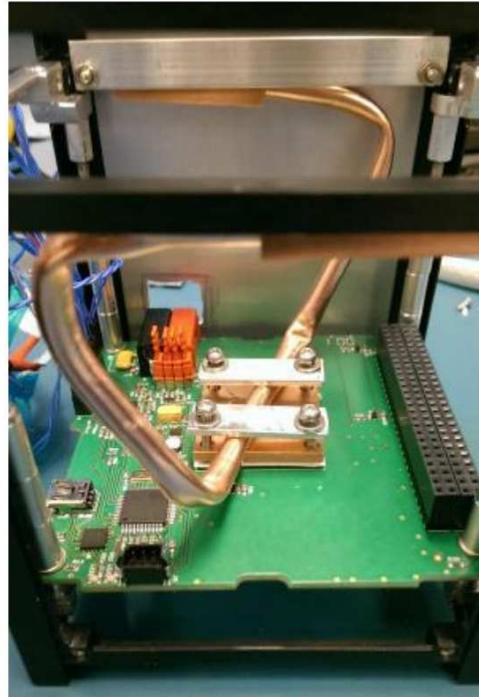
Em experimentos realizados por Gerner *et al.* (2021) foram conduzidos 100 ciclos de congelamento e descongelamento de tubos de calor com água como fluido de trabalho, com o objetivo de investigar o desempenho térmico. O experimento foi construído conforme a Figura 16, com a seção do evaporador aquecida por dois aquecedores de cartucho (*Cartridge heater*), a seção do condensador resfriada por dois TECs, que são refrigerados por um banho termostático, e termopares ao longo de todo o tubo. Com esses testes foi possível avaliar a resistência térmica, verificar que o congelamento da água não danificou os tubos e ainda protegeu outros dispositivos embarcados contra baixas temperaturas, sendo uma solução a ser considerada para missões espaciais. Após os testes com resultados satisfatórios, o tubo de calor foi acoplado em um CubeSat como mostrado na Figura 17.

Figura 16 – Esquema do experimento com tubo de calor.



Fonte: Gerner *et al.* (2021, p.9)

Figura 17 – CubeSat com tubo de calor acoplado.



Fonte: Gerner *et al.* (2021, p.9)

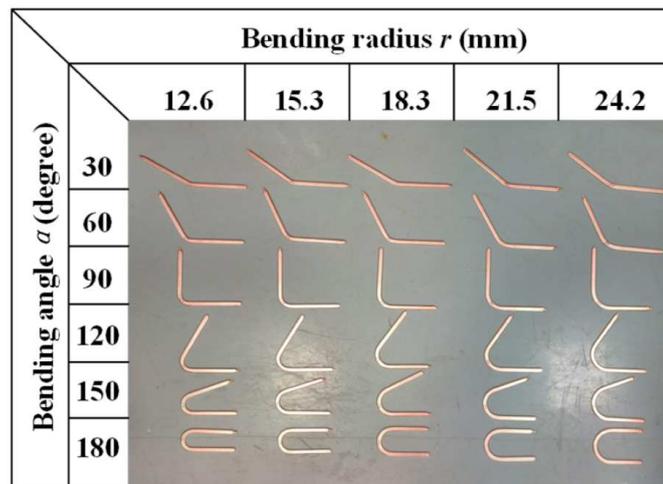
A utilização de outros fluidos de trabalho em tubos de calor é investigada tanto em estudos teóricos (Yildirim *et al.*, 2018) quanto experimentais (Paiva *et al.*, 2008). As análises de Yildirim *et al.* (2018) tinham como objetivo determinar o efeito que a taxa de carga de fluido tem sobre a taxa de transferência de calor, comparando tubos carregados com acetona e metanol. Como resultado, foram constatados uma relação inversamente proporcional entre a taxa de carga e o desempenho térmico, e um melhor desempenho da acetona em altas taxas de carga e baixas temperaturas.

Os experimentos desenvolvidos por Paiva *et al.* (2008) buscaram comparar o desempenho de mini tubos de calor de fios em condições de gravidade e microgravidade, carregados com água destilada, acetona e metanol. Um dos experimentos, conduzido em laboratório, consistia em submeter uma extremidade dos tubos a um banho de água fria (condensador) e a outra a um aquecedor elétrico (evaporador), repetindo o teste para três temperaturas de banho distintas em uma ampla faixa de potência aplicada. A comparação dos fluidos de trabalho foi realizada por meio da resistência térmica, que apresentou menores valores para o metanol, o qual facilitou a transferência de calor e se tornou uma opção importante para estudos posteriores.

Além disso, diversos estudos estão sendo feitos referentes à influência que a dobra possui no desempenho térmico de tubos de calor com estrutura porosa sinterizada (Gerner *et al.*, 2021; Zhao *et al.*, 2023) e de ranhuras (Chen; Chou, 2015). Nos experimentos realizados por Zhao *et al.* (2023) foi analisado como dobras de diversos ângulos e raios de curvatura afetam a condutividade térmica de tubos de calor sinterizados. O experimento

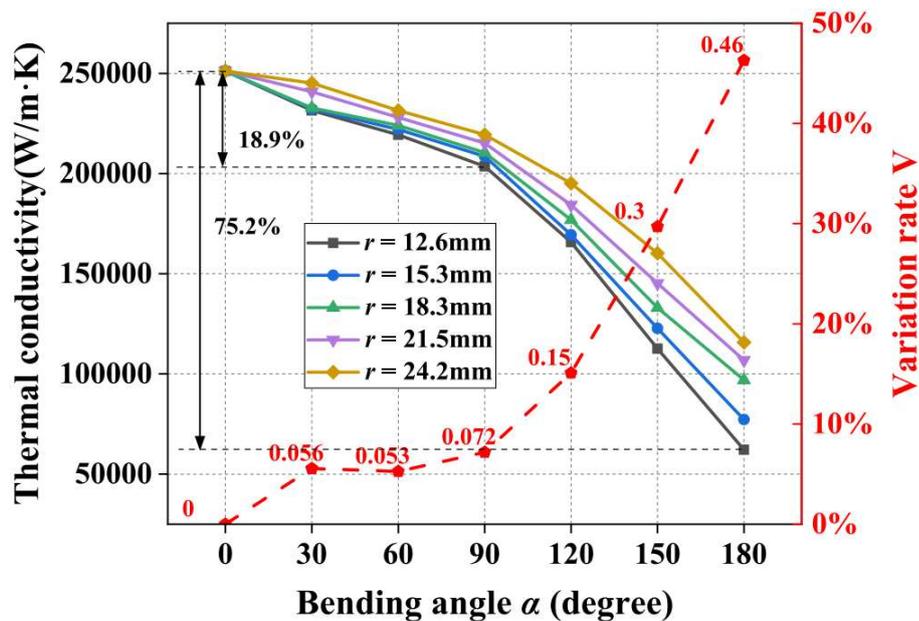
foi construído com a seção do evaporador acoplado a um Aquecedor de Coeficiente de Temperatura Positivo (*Positive Temperature Coefficient Heater – PTC*), seção do condensador aletada exposta a um escoamento de ar constante proveniente de um ventilador elétrico, e termopares ao longo do tubo, para todos os tubos analisados mostrados na Figura 18. Com os testes foi possível verificar que a condutividade é reduzida em apenas 18,9% para ângulos menores que 90°, porém a deterioração do desempenho se torna maior para ângulos maiores, independentemente do raio de curvatura (Figura 19).

Figura 18 – Tubos de calor com diferentes ângulos e raios de curvatura analisados.



Fonte: Zhao et al. (2023, p.2016)

Figura 19 – Condutividade térmica de tubos de calor com diferentes ângulos e raios de curvatura.



Fonte: Zhao et al. (2023, p.2016)

3 METODOLOGIA

A proposta deste trabalho é a realização de um projeto, construção e validação experimental de um sistema de controle térmico para painéis fotovoltaicos de CubeSats 1U. O sistema de controle térmico foi testado em três diferentes configurações: apenas painel solar e radiador; painel solar, tubos de calor e radiador; e painel solar, tubos de calor, TEGs e radiador.

A análise experimental realizada simula condições semelhantes de temperatura e pressão encontradas durante missões espaciais de CubeSats por meio de testes de balanço térmico. Uma câmara vácuo-térmica é utilizada para emular condições de vácuo e temperatura do espaço, e LEDs fornecem uma condição de irradiância fixa próxima à encontrada na superfície terrestre. Nesta seção são apresentados todos os componentes utilizados, detalhes das configurações e condições dos testes de bancada.

3.1 DISPOSITIVOS E EQUIPAMENTOS

Os dispositivos utilizados para a construção do experimento e do sistema de controle térmico estão listados na Tabela 1, com respectivos modelos, fabricantes e quantidades. As especificações e intervalos de funcionamento de cada um são abordados nesta seção.

Tabela 1 – Dispositivos utilizados nos experimentos.

Dispositivos	Modelo	Fabricante	Quant.
Estrutura CubeSat	2U Experimental	Autora (2024)	1
Painel solar	SM811K08TF	ANY SOLAR (2021)	1
Dissipador de alumínio	1U	Autora (2024)	1
TEGs	TXL-127-25Q	TXL Group (2017)	2
Tubo de calor	Cobre sinterizado achatado	CHENJ (2024)	4
Suportes de resina	Personalizado	Autora (2024)	6
Radiador	1U	Autora (2024)	1

Fonte: Autora (2024).

A Tabela 2 lista todos os equipamentos utilizados na bancada de operação dos experimentos e de aquisição de dados, processados simultaneamente pelo software Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench (LabVIEW) 2017 e analisados posteriormente em *scripts* em Python.

Tabela 2 – Equipamentos utilizados nos experimentos.

Equipamentos	Modelo	Fabricante	Quant.
Câmara vácuo-térmica	-	Fhaizer (2019)	1
Bomba de vácuo mecânica	nXDS10iC	Edwards (2024b)	1
Bomba de vácuo turbo molecular	T-Station 75	Edwards (2011)	1
Sensor de pressão digital	D02601000 APG100-XM	Edwards (2024a)	1
Banho termostático com refrigeração e circulação	RP 1845	LAUDA (2024)	1
Fonte de energia elétrica	GEN-300-5	TDK-Lambda (2024)	1
Multímetro digital	True-RMS 115	Fluke (2020)	1
Módulo de entrada (Tensão)	NI-9205	National Instruments (2024a)	2
Termopares	Tipo T	Autora (2024)	14
Módulo de entrada (Temperatura)	NI-9214	National Instruments (2024b)	2
Piranômetro	MS-60	EKO Instruments (2024)	1
LEDs	F6040	Green Lantern Factory (2024)	4
Balança de precisão	BN600	Coleman (2024)	1

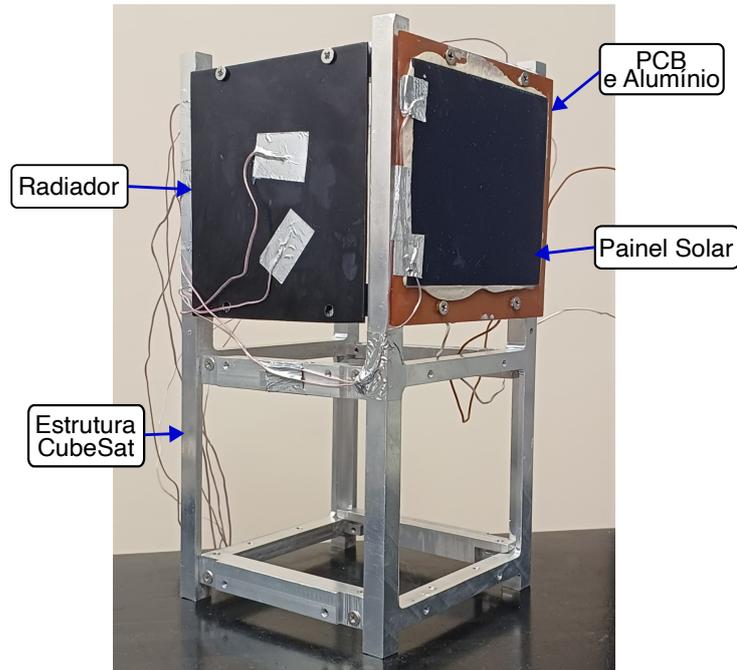
Fonte: Autora (2024).

3.1.1 Definição da estrutura CubeSat e radiador

Para avaliar experimentalmente a eficiência e o desempenho térmico de um painel solar 1U, este foi integrado a um sistema de controle térmico e montado sobre uma estrutura de CubeSat 2U (Figura 20). Embora tenha sido construída pelos pesquisadores do LARS para investigações experimentais do Projeto Constelação Catarina (Agência Espacial Brasileira - AEB, 2024), a estrutura não foi desenvolvida para lançamento, apenas para estudos. No entanto, sua utilização permite realizar experimentos em condições mais próximas da realidade, auxiliando na dissipação de calor por condução através da estrutura. Para simplificar o experimento, as análises deste trabalho foram direcionadas exclusivamente ao painel solar 1U, mesmo com a utilização de uma estrutura de CubeSat 2U.

O radiador (placa preta à esquerda na Figura 20) empregado neste estudo foi projetado e construído juntamente com a estrutura de CubeSat 2U para as investigações do Projeto Catarina. O radiador, uma chapa de alumínio de dimensões 100x100x1,5 mm, foi pintado com tinta spray preta para aumentar sua emissividade teórica de 0,08 (alumínio polido) para aproximadamente 0,80 (tinta preta) (Fortescue *et al.*, 2011), facilitando a dissipação de calor por radiação no ambiente da câmara vácuo-térmica.

Figura 20 – Estrutura CubeSat 2U com radiador, painel solar e termopares instalados.



Fonte: Autora (2024).

3.1.2 Definição do painel fotovoltaico

O painel solar fotovoltaico selecionado para os experimentos foi o painel comercial SM811K08TF da fabricante ANYSOLAR (2021), feito de células de silício monocristalino (Figura 21). Esse modelo foi selecionado devido às dimensões (Tabela 3) compatíveis com o padrão CubeSat 1U, além de possuir grande disponibilidade e um baixo custo em comparação com painéis solares específicos para missões espaciais.

Figura 21 – Painel solar SM811K08TF.



Fonte: ANYSOLAR (2021).

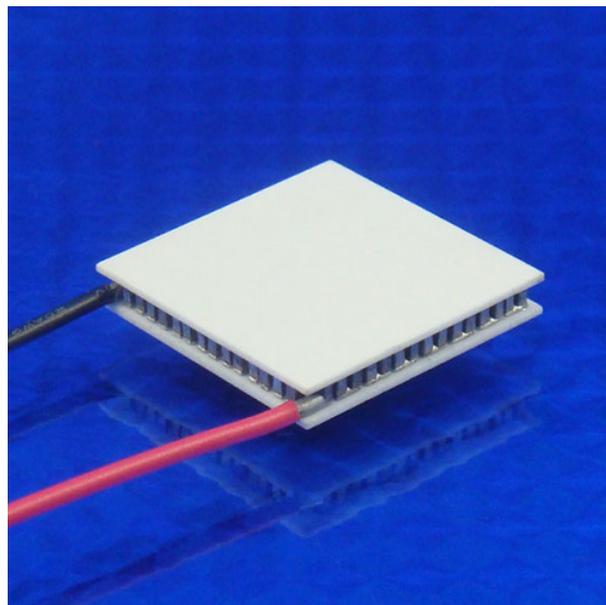
Tabela 3 – Especificações do painel solar SM811K08TF.

Parâmetros	Valores
Tensão de circuito aberto	5,53 V
Corrente de curto-circuito	335 mA
Potência máxima	1.405 mW
Eficiência (25 °C)	25%
Sensibilidade espectral	300 a 1.100 nm
Dimensões	89 x 78 x 1,2 ±0,3 mm
Temperatura de operação e armazenamento	-40 a +90 °C
Peso	14,3 g

Fonte: ANYSOLAR (2021).

3.1.3 Definição do gerador termoelétrico

O gerador termoelétrico selecionado para os experimentos foi o modelo TXL-127-25Q da fabricante TXL Group (2017), pois é específico para aplicações de baixo gradiente de temperatura (Figura 22). Esse TEG é feito de telureto de bismuto (Bi_2Te_3) e possui um coeficiente de Seebeck de $200\mu\text{ V}/^\circ\text{C}$ a $25\text{ }^\circ\text{C}$, que aumenta 0,4% a cada $1\text{ }^\circ\text{C}$ de aumento, maiores informações estão contidas na Tabela 4.

Figura 22 – Gerador termoelétrico TXL-127-25Q.

Fonte: TXL Group (2017).

Tabela 4 – Especificações do gerador termoelétrico TXL-127-25Q.

Parâmetros	Valores
Resistência interna	4,9 Ω
Gradiente de temperatura	0 a 50 $^{\circ}\text{C}$
Tensão de circuito aberto	0 a 3,4 V
Dimensões	40 x 40 x 3,5 mm
Temperatura de operação máxima	125 $^{\circ}\text{C}$
Peso	21,3 g

Fonte: TXL Group (2017).

3.1.4 Análise experimental do tubo de calor

O tubo de calor selecionado para este trabalho foi o tubo achatado de cobre sinterizado carregado com água para notebooks, da fabricante Chenj, com dimensões 150x8x3mm. Esse tubo foi escolhido devido à disponibilidade, preço e desempenho térmico compatíveis com o projeto, além de ser um tubo achatado, o que maximiza a área de contato entre as superfícies, aumentando a transferência de calor tanto no evaporador quanto no condensador.

O objetivo principal do tubo de calor nesse projeto é realizar a transferência de calor do painel solar e TEGs (evaporador) para o radiador (condensador). Entretanto, devido ao fato de que as instalações do painel com TEGs e do radiador terem sido feitas em faces perpendiculares da estrutura do CubeSat, foi necessário dobrar o tubo de calor em formato de "L". O processo de dobra tem início com o aquecimento do tubo reto, para tornar o cobre mais maleável e evitar fraturas. Posteriormente, o tubo aquecido é centralizado sob uma tubulação de aço inox de 1 polegada, o conjunto tubo e tubulação é fixo em uma superfície com o auxílio de um grampo sargento, e o tubo é dobrado em torno da tubulação manualmente. Esse procedimento foi realizado para se obter tubos de calor com raio de curvatura de 20mm e ângulo próximo a 90°. Na Figura 23 são mostrados um tubo de calor original reto e um tubo de calor após a dobra, no qual é possível visualizar um esmagamento no início da curvatura, defeito causado pelo processo manual de dobra em todos os tubos utilizados.

A fim de verificar a integridade da estrutura porosa interna e a influência da dobra no desempenho térmico dos tubos, experimentos foram realizados para verificar o perfil de temperatura ao longo dos tubos de calor reto e dobrado. Para isso, foi gerada uma região de baixa e uma de alta temperatura em cada extremidade do tubo, condensador e evaporador, respectivamente. O experimento foi construído em uma bancada composta por um sistema de refrigeração Lauda e por uma fonte de tensão conectada a um aquecedor

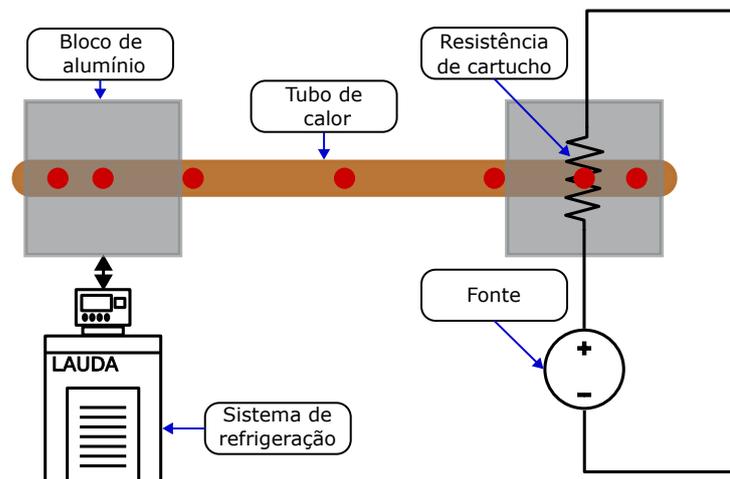
Figura 23 – Tubos de calor reto e dobrado.



Fonte: Autora (2024).

elétrico de cartucho, de 100W, como mostrado na Figura 24. A água refrigerada pelo Lauda é canalizada para um bloco de alumínio, onde uma extremidade do tubo é fixada por uma chapa de alumínio. O aquecedor elétrico alimentado pela fonte é posicionado dentro de outro bloco de alumínio, onde a outra extremidade do tubo é fixada.

Figura 24 – Esquema do experimento do tubo com posicionamento dos termopares (pontos vermelhos).



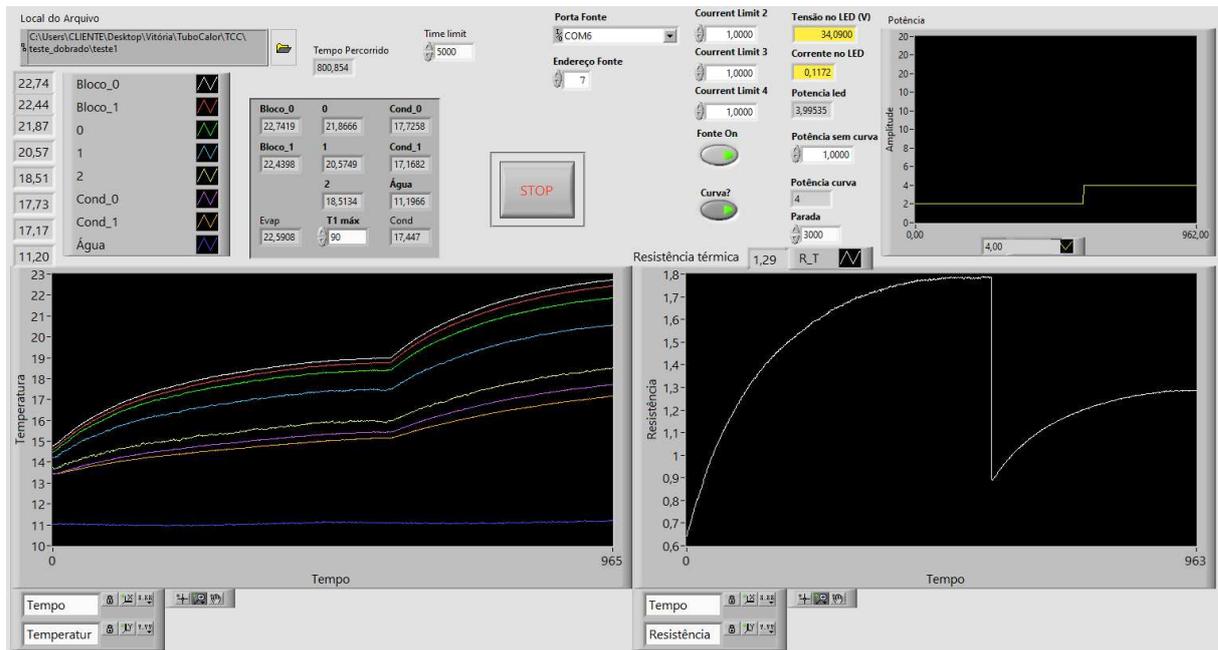
Fonte: Autora (2024).

Ambas as regiões do evaporador (bloco com aquecedor) e do condensador (bloco resfriado) do tubo de calor possuem 30mm de comprimento, onde foram posicionados dois termopares. Além desses, foram posicionados um termopar antes de cada bloco e um termopar na região adiabática do tubo (centro), representados por pontos vermelhos na Figura 24. A montagem do experimento e o posicionamento dos termopares mostrado na

Figura 24 é igual tanto para o caso de tubo de calor reto quanto dobrado, neste último, o tubo foi mantido na horizontal para evitar a influência do efeito da gravidade no seu desempenho.

O experimento foi realizado com um escoamento constante de água refrigerada à 10°C no condensador e uma potência fornecida pela fonte variando de 2 a 20W com passo de 2W/8min, a fim de variar o fluxo de calor fornecido pelo aquecedor no evaporador. O controle da potência do aquecedor e o monitoramento das temperaturas do tubo e do escoamento de água são feitos por meio do software LabVIEW, utilizando o Virtual Instrument (VI) mostrado na Figura 25.

Figura 25 – VI para monitoramento de experimento com tubos de calor.



Fonte: Autora (2024).

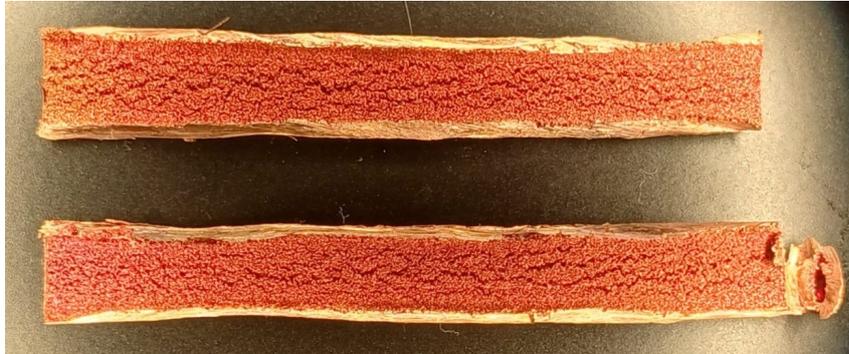
A medição de temperaturas realizada em pontos ao longo do tubo de calor permite o cálculo da resistência térmica de cada tubo analisado. A resistência térmica (R_t) de um tubo de calor é calculada a partir da Equação 6, em que T_{evap} é a temperatura no meio do evaporador, T_{cond} é a temperatura no meio do condensador e \dot{Q} é a taxa de transferência de calor do aquecedor para o evaporador.

$$R_t = \frac{T_{evap} - T_{cond}}{\dot{Q}} \quad (6)$$

Ao final dos experimentos, um tubo reto foi aberto para investigar a integridade da estrutura porosa visualmente. As Figuras 26 e 27 mostram as duas metades do tubo aberto longitudinalmente e a estrutura porosa com ampliação de 12 vezes, respectivamente. Nas Figuras 26 e 27 é possível observar pequenas ranhuras longitudinais na estrutura porosa, que podem ter origem no processo de achatamento realizado pelo fabricante. Entretanto,

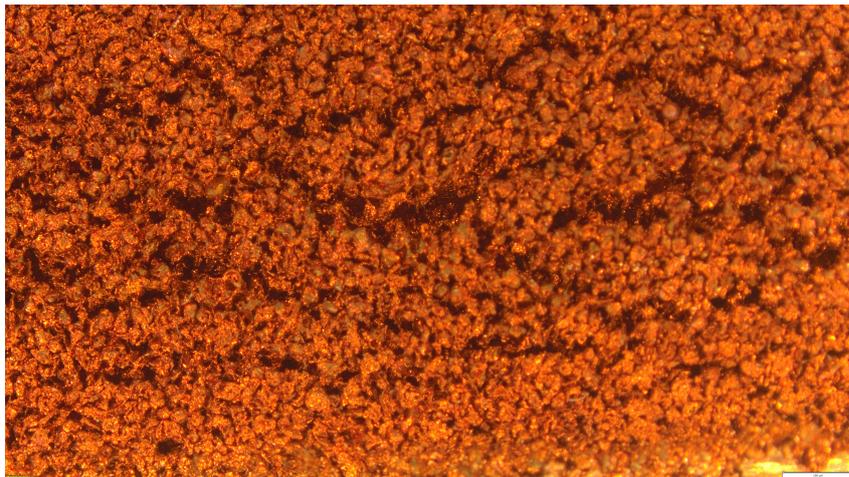
mesmo com essas ranhuras, não houve descolamento da estrutura porosa das paredes do tubo e o escoamento de líquido não foi interrompido totalmente, assim, a estrutura permaneceu funcional mesmo após a realização de todos os testes.

Figura 26 – Tubo de calor aberto longitudinalmente.



Fonte: Autora (2024).

Figura 27 – Estrutura porosa do tubo de calor com ampliação de 12 vezes.

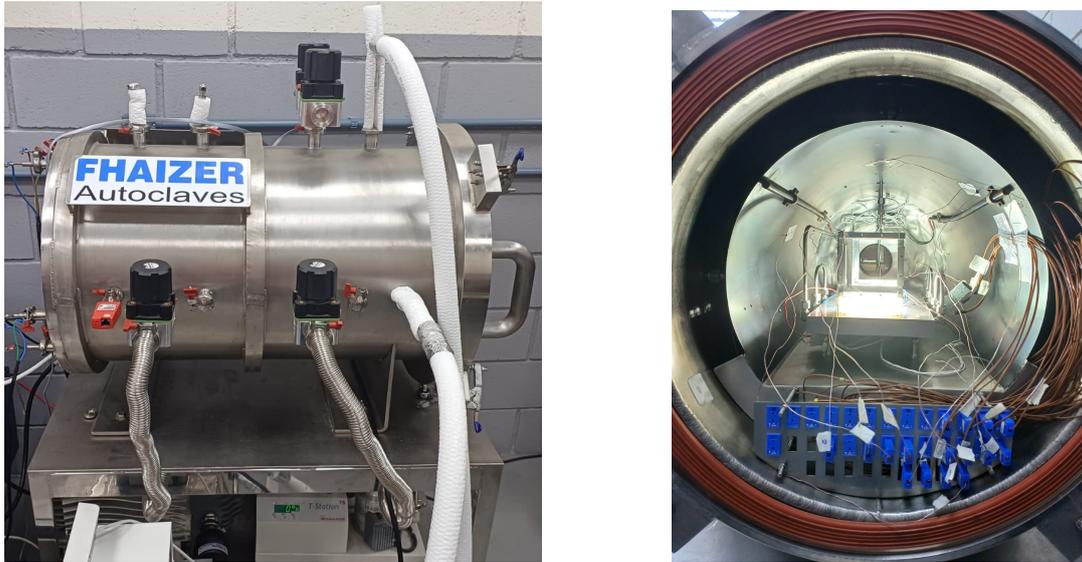


Fonte: Autora (2024).

3.1.5 Operação da câmara vácuo-térmica

A câmara vácuo-térmica utilizada neste trabalho foi fabricada exclusivamente para o Laboratory of Applications and Research in Space (LARS), em conjunto com o Thermal Fluid Flow Group (T2F), pela Fhaizer Autoclaves em 2019 (Figura 28). Possui comprimento e diâmetro nominais de 58,1 e 88 cm, respectivamente, com uma seção de teste envolta por uma *shroud* de comprimento e diâmetro nominais de 36 e 59 cm, respectivamente, sendo capaz de testar componentes e CubeSats até 6U. O interior da câmara pode ser acessado por meio de uma porta com vedação e visualizado por meio de uma janela, em extremidades opostas.

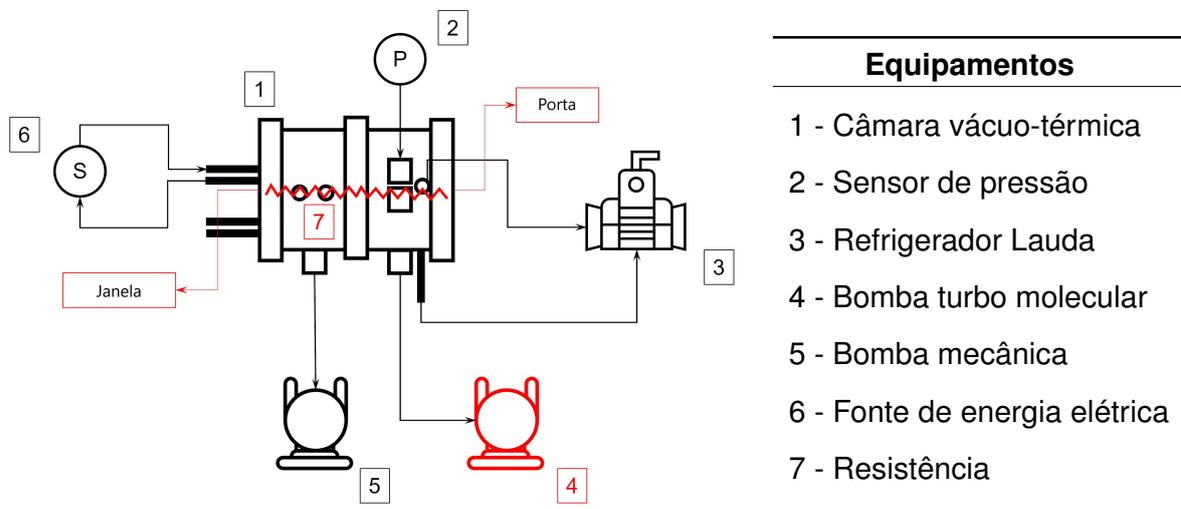
Figura 28 – Câmara vácuo-térmica do LARS, vista lateral e frontal com porta aberta.



Fonte: Autora (2024).

Para a simulação da condição de vácuo, a câmara é equipada com uma bomba mecânica e uma turbo molecular, ambas da Edwards Vacuum, responsáveis por manter uma pressão de até $1 \cdot 10^{-5}$ mbar, monitorada por um sensor de pressão de mesmo fabricante. A simulação do ambiente espacial frio é feita por um sistema de refrigeração de serpentinas em torno da *shroud* por convecção forçada, sendo utilizado o sistema Lauda quando os líquidos refrigerantes são água, até aproximadamente 5 °C, ou álcool etílico, até -35 °C. Em casos em que é necessário realizar testes com temperaturas mais baixas é utilizado o nitrogênio líquido, que gera um ambiente interno de até -100 °C. O posicionamento esquemático dos equipamentos periféricos pode ser observado na Figura 29.

Figura 29 – Esquema da câmara vácuo-térmica com equipamentos periféricos.



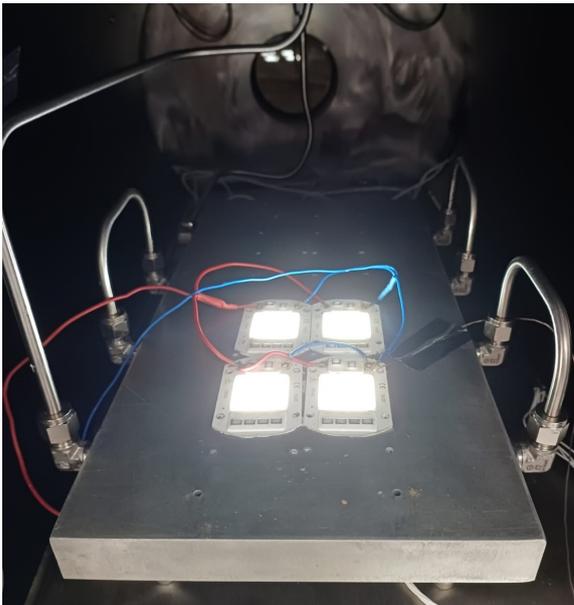
Fonte: Autora (2023).

A aquisição de temperaturas é feita por meio de termopares de tipo T posicionados em pontos desejados no experimento dentro da câmara, conectados ao módulo de aquisição de temperatura NI-9214. A aquisição de tensão é feita por meio do módulo de aquisição de tensão NI-9205, e a aquisição de corrente é feita manualmente com o multímetro Fluke 115. Como a temperatura e a tensão foram lidas por meio dos módulos de aquisição da National Instruments (NI), é possível monitorar em tempo real a aquisição desses dados com o software LabVIEW, do mesmo fabricante.

3.1.6 Caracterização do painel de LEDs

A fim de simular uma irradiância solar fixa incidente sobre um painel solar de CubeSat 1U, foi construído um painel de LEDs para utilização na câmara vácuo-térmica. Os LEDs, do modelo F6040 do fabricante Green Lantern Factory (2024) (Figura 30), foram selecionados por serem de baixo custo e de potência compatível com a necessária para os testes. As especificações dos LEDs estão contidas na Tabela 5.

Figura 30 – Conjunto de LEDs ligados no interior da câmara vácuo térmica.



Fonte: Autora (2024).

Tabela 5 – Especificações dos LEDs F6040.

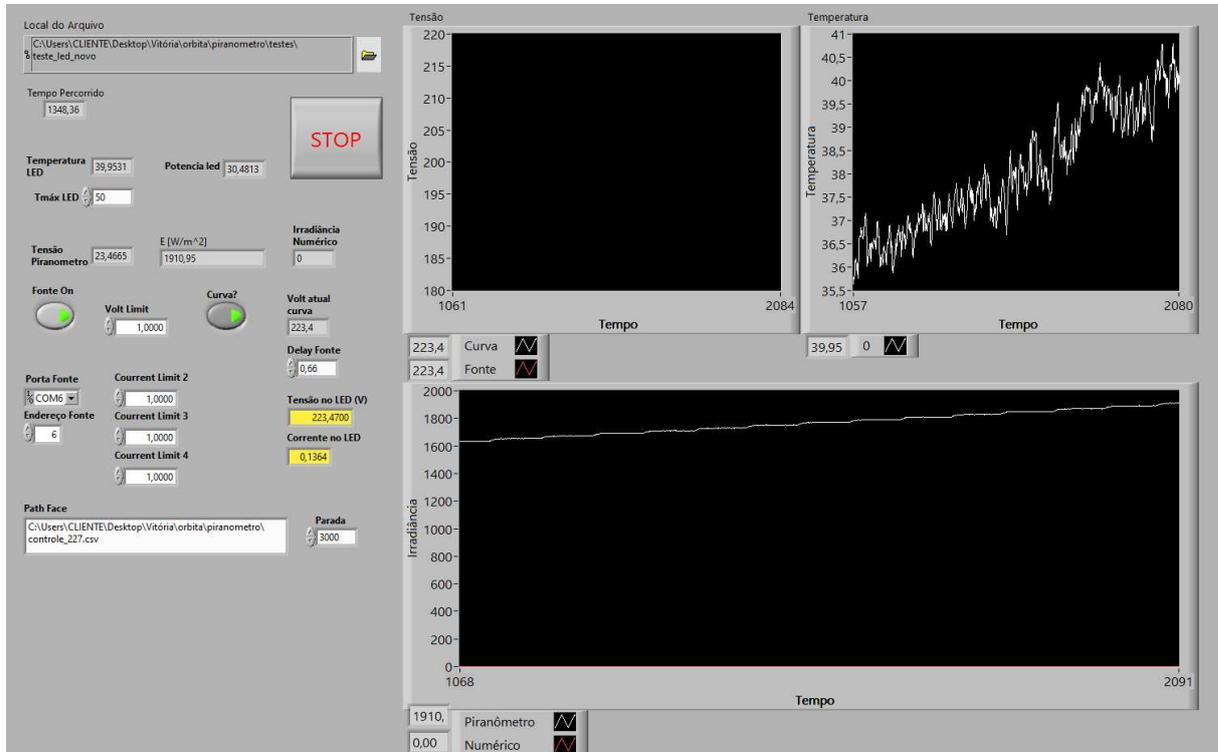
Parâmetros	Valores
Luminância	80 a 90 lm/W
Potência	50 W
Tensão máxima	220 V
Cor da Luz	Branco frio
Dimensões	60 x 40 x 2 mm
Temperatura de operação	-20 a 70 °C

Fonte: Green Lantern Factory (2024).

No estudo do desempenho térmico do painel fotovoltaico é necessário que o conjunto possua dimensões semelhantes ao painel (89x78 mm), portanto 4 LEDs. Para isso é fundamental conhecer o seu comportamento térmico e de irradiância hemisférica total, pois são os responsáveis por simular a condição de irradiação solar dentro da câmara vácuo-térmica nos testes de balanço térmico. Assim, dois tipos de testes foram desenvolvidos para os LEDs: um teste para mapear o desempenho térmico, a fim de auxiliar no seu controle de temperatura durante a operação; e um teste para mapear a irradiância emitida, a fim de possibilitar a realização de experimentos com níveis de irradiância específicos. Todo o

controle de tensão de alimentação dos LEDs e monitoramento de temperatura e irradiância foi realizado por meio do VI mostrado na Figura 31.

Figura 31 – VI para mapeamento de temperatura e irradiância dos LEDs.

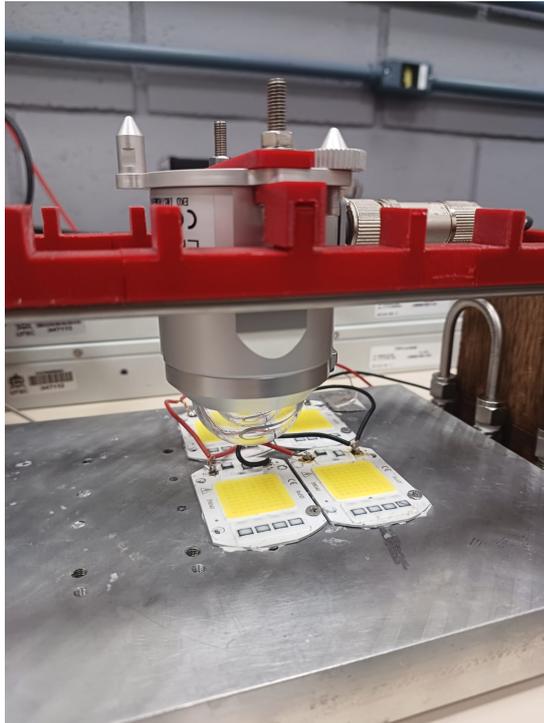


Fonte: Autora (2024).

O mapeamento do desempenho térmico foi realizado com o conjunto de LEDs fixos em uma bancada de alumínio sem refrigeração, a temperatura ambiente de 23 °C, com tensão de alimentação variando de 180 a 220 V, em passos de 1 V/4 min. Nesse experimento foram lidas as temperaturas de dois termopares localizados em dois LEDs diferentes, e um termopar localizado na bancada de alumínio (Base). Conforme a Tabela 5, a temperatura de operação máxima é 70 °C, portanto, o teste foi programado para finalizar quando algum dos termopares alcançasse 50 °C, como medida de segurança.

O mapeamento da irradiância emitida pelos LEDs foi realizado com o piranômetro EKO MS-60. Como o piranômetro possui uma cúpula de vidro para proteger seu sensor, não é possível utilizá-lo em ambientes com vácuo, portanto, todos os experimentos com o piranômetro foram realizados em condição de pressão atmosférica. Para os testes, o piranômetro foi posicionado com a cúpula de vidro voltada para baixo a uma distância de 20 mm do conjunto de LEDs (Figura 32). Inicialmente, esse teste foi realizado com o piranômetro acima de cada LED do conjunto, com o objetivo de garantir que todos emitem níveis próximos de irradiância. Os LEDs foram fixos em uma bancada de alumínio refrigerada a água pelo Lauda, a 20 °C, e alimentados com uma tensão de 213 V por 1.000 segundos.

Figura 32 – Piranômetro posicionado sobre um dos LEDs para calibração.



Fonte: Autora (2024).

Garantida essa concordância entre os LEDs, foi realizado o estudo de irradiância no centro do conjunto, para avaliar o desempenho de irradiância hemisférica total como um todo. Como a temperatura escolhida para a refrigeração dos LEDs e da *shroud* durante os experimentos de desempenho térmico do painel solar é de $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$, mostrou-se necessário realizar o mapeamento de irradiância a essa temperatura. Entretanto, realizar esse mapeamento completo é inviável, pois a $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ocorre grande condensação e congelamento de água proveniente da umidade do ar sobre os LEDs, podendo causar acidentes elétricos.

Assim, dada a forte relação entre a irradiância emitida pelo LED e a temperatura de operação, o mapeamento foi realizado em uma bancada refrigerada com álcool etílico a $0, 5, 10$ e $15\text{ }^{\circ}\text{C}$, com tensão de alimentação variando de 180 a 220 V , em passos de $0,2\text{ V/min}$, cujos resultados experimentais foram utilizados como entrada em uma regressão que permite prever o perfil de irradiância à $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$. Durante os testes com refrigeração abaixo de $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ foi utilizado um desumidificador para reduzir a umidade do ar do laboratório, e minimizar o congelamento de água sobre os LEDs.

A regressão foi realizada utilizando uma Máquina de Vetor de Suporte (*Support Vector Machine* – SVM), com partição dos dados em 70% para treino e 30% para teste. Para otimizar os hiperparâmetros do modelo, como o *kernel* e o custo, foi aplicada uma busca em grade. O kernel de Função de Base Radial (*Radial Basis Function* – RBF) foi considerado o mais adequado, com um custo de 100 . O modelo foi treinado e avaliado por meio de métricas de desempenho: Erro Médio Absoluto (*Mean Absolute Error* – MAE), Erro Médio Quadrado (*Root Mean-Square Error* – RMSE) e Coeficiente de Determinação (R^2), definidas pelas

equações 7, 8 e 9, respectivamente. Nessas equações, y representa os valores preditos, \hat{y} os valores reais, \bar{y} a média dos valores reais, e n o número de observações.

$$MAE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |y_i - \hat{y}_i| \quad (7)$$

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2} \quad (8)$$

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_i (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_i (y_i - \bar{y})^2} \quad (9)$$

Posteriormente, novos testes foram realizados com refrigeração em -30°C , porém com tensão de alimentação variando de 218 a 227 V, em passos de 0,2 V/min. O teste à -30°C não foi realizado para tensões abaixo de 218 V para minimizar a condensação e o congelamento de água, e foi realizado para valores acima de 220 V (*i.e.*, tensão máxima determinada pelo fabricante) considerando que testes preliminares foram realizados para garantir sua funcionalidade acima deste limite. Os dados resultantes foram incorporados à partição de teste previamente estabelecida. Com esses experimentos e a regressão foi possível compreender e prever o comportamento de irradiância hemisférica total do conjunto de LEDs em função da tensão de alimentação e da temperatura de refrigeração, além de obter a relação inversa de tensão por irradiância.

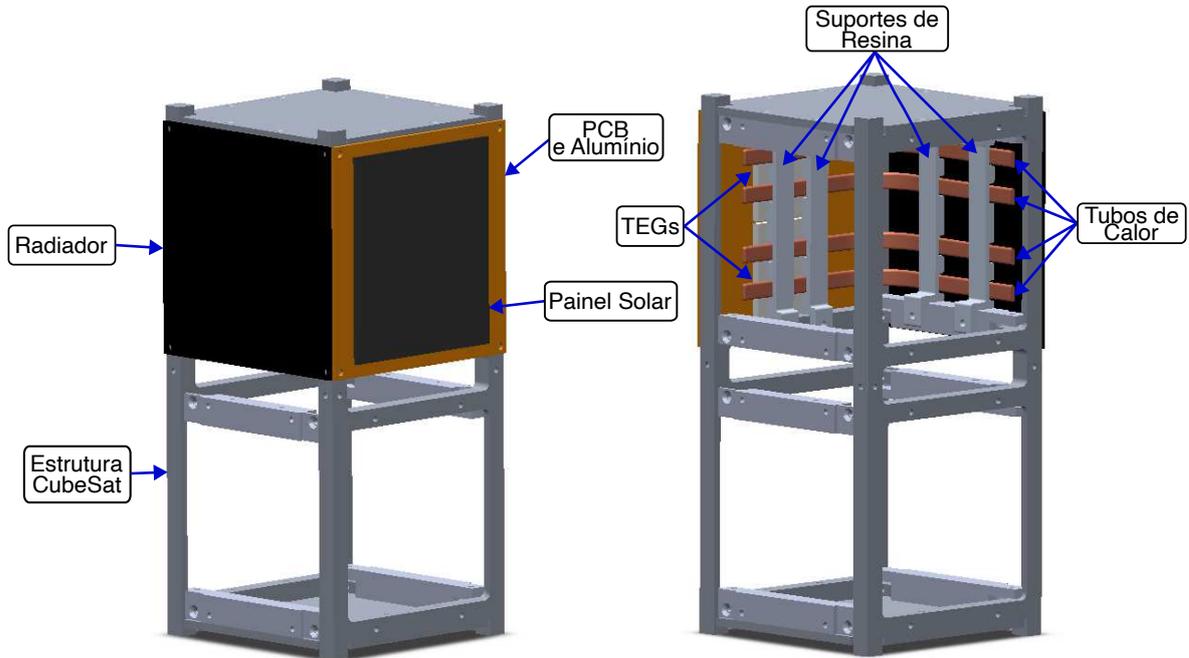
3.2 MONTAGEM E INTEGRAÇÃO

Para a realização dos experimentos, o painel solar foi fixado a uma Placa de Circuito Impresso (*Printed Circuit Board* - PCB) (100x100x2 mm), a fim de isolar o painel eletricamente do resto do experimento e garantir uma superfície de fixação à estrutura do CubeSat. Neste acoplamento foi utilizado cimento térmico entre as superfícies para restringir a movimentação relativa e reduzir a resistência de contato, permitindo que todo calor do painel solar seja transferido para a placa PCB. Além disso, esse conjunto foi acoplado a uma folha de alumínio de mesma dimensão (100x100x1.5 mm), com o objetivo de espalhar uniformemente o calor proveniente do painel. Por fim, o conjunto painel-PCB-alumínio foi fixado em uma das faces do CubeSat, perpendicularmente à face do radiador (Figura 33, esquerda).

O sistema de controle térmico, com diferentes configurações compostas por tubos de calor e TEGs, foi fixado na parte interna do conjunto painel-PCB-alumínio e do radiador por meio de suportes de resina personalizados para o projeto. Esses suportes foram impressos em 3D com a resina Photopolymer para altas temperaturas (*i.e.*, até 120°C sem deformações) da fabricante Sunlu, priorizando a redução de massa. Um par foi utilizado para fixar os tubos de calor ao radiador nas Configurações 2 e 3, um par para fixar os tubos

de calor ao painel na Configuração 2 e um par para fixar os tubos de calor com TEGs ao painel na Configuração 3. Na direita da Figura 33 é possível observar a Configuração 3 com tubos de calor, TEGs e dois pares de suportes posicionados conforme projeto.

Figura 33 – Estrutura CubeSat 2U com painel solar e sistema de controle térmico, visões frontal e posterior.



Fonte: Autora (2024).

A Tabela 6 mostra as massas dos dispositivos utilizados na montagem do experimento, as quais foram obtidas utilizando a balança de precisão Coleman BN600. É importante destacar a necessidade do uso de pasta térmica em todas as superfícies em contato a fim de reduzir a resistência de contato e facilitar a transferência de calor, sendo utilizada a pasta OMEGATHERM 201. Considerando que foi utilizada uma pequena quantidade de pasta entre as superfícies, sua massa será desconsiderada nas análises.

Tabela 6 – Massas e quantidades dos dispositivos utilizados em cada configuração.

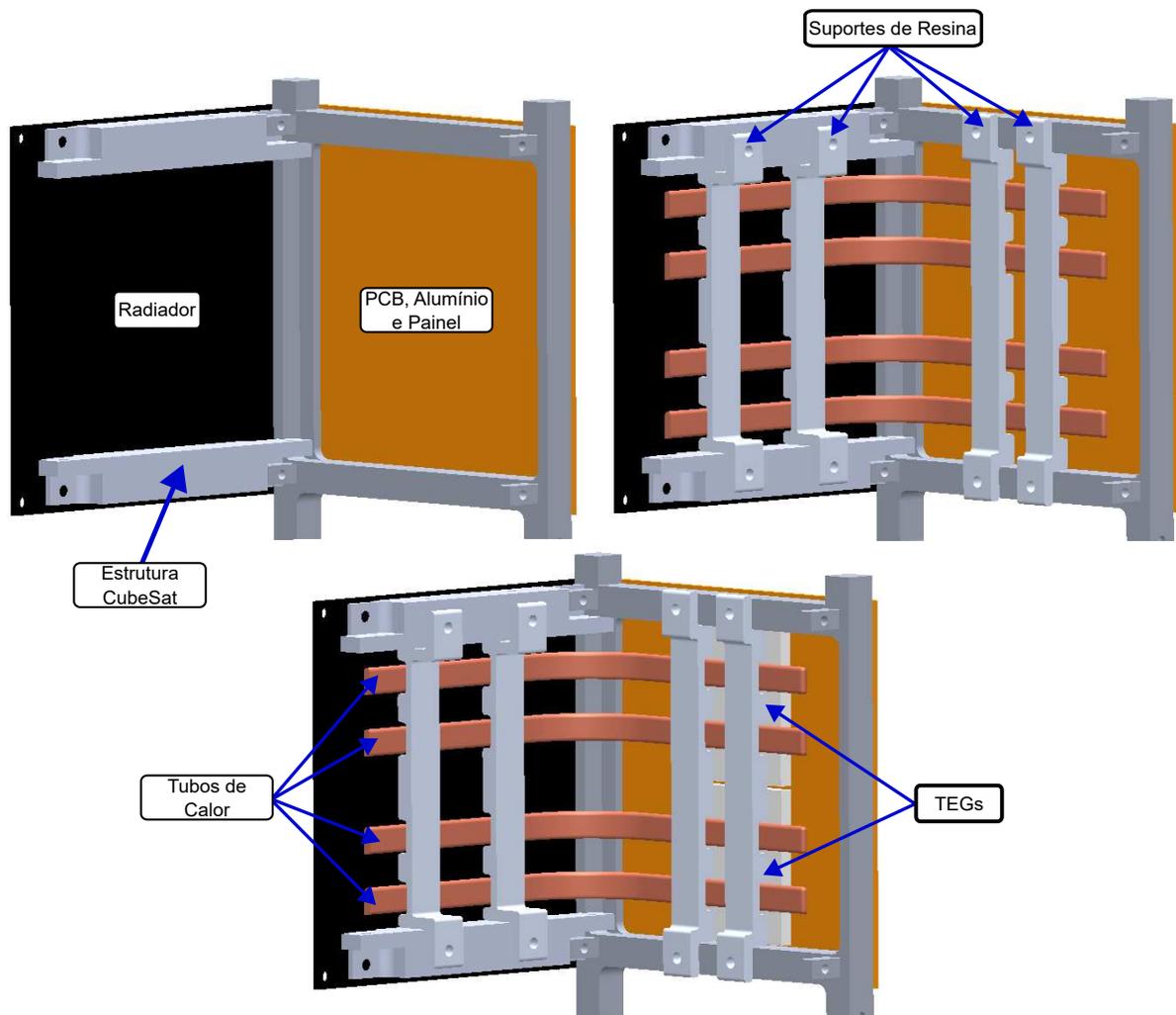
Dispositivos	Massa [g/unidade]	Config. 1	Config. 2	Config. 3
Estrutura CubeSat	432,48	1	1	1
Conjunto painel-PCB	42,72	1	1	1
Folha alumínio	32,35	1	1	1
TEG	22,31	-	-	2
Tubo de calor	11,09	-	4	4
Suportes de resina	5,20	-	4	4
Radiador	32,35	1	1	1

Fonte: Autora (2024).

3.2.1 Configurações dos testes

Os experimentos foram realizados em três configurações distintas, das quais foram comparados os desempenhos térmicos e energéticos do painel solar. A Configuração 1 (Figura 34, superior esquerda) consiste apenas na estrutura do CubeSat, conjunto painel-PCB-alumínio e radiador, pesando 539,90 g no total e sendo utilizada como referência para a compreensão do comportamento do painel solar sem métodos de controle térmico. A Configuração 2 (Figura 34, superior direita), que consiste na adição de tubos de calor e suportes de resina, pesando 605,06 g no total, tem como principal objetivo promover uma transferência de calor entre painel solar e radiador de maneira facilitada e rápida, aumentando a eficiência do painel. A Configuração 3 (Figura 34, inferior), que consiste na adição de tubos de calor, TEGs e suportes, pesando 649,68 g no total, tem como objetivo, adicionalmente ao objetivo da Configuração 2, gerar energia extra a partir do aproveitamento do calor excessivo do painel solar.

Figura 34 – Configurações dos testes, partes da estrutura foram removidas para facilitar a visualização.

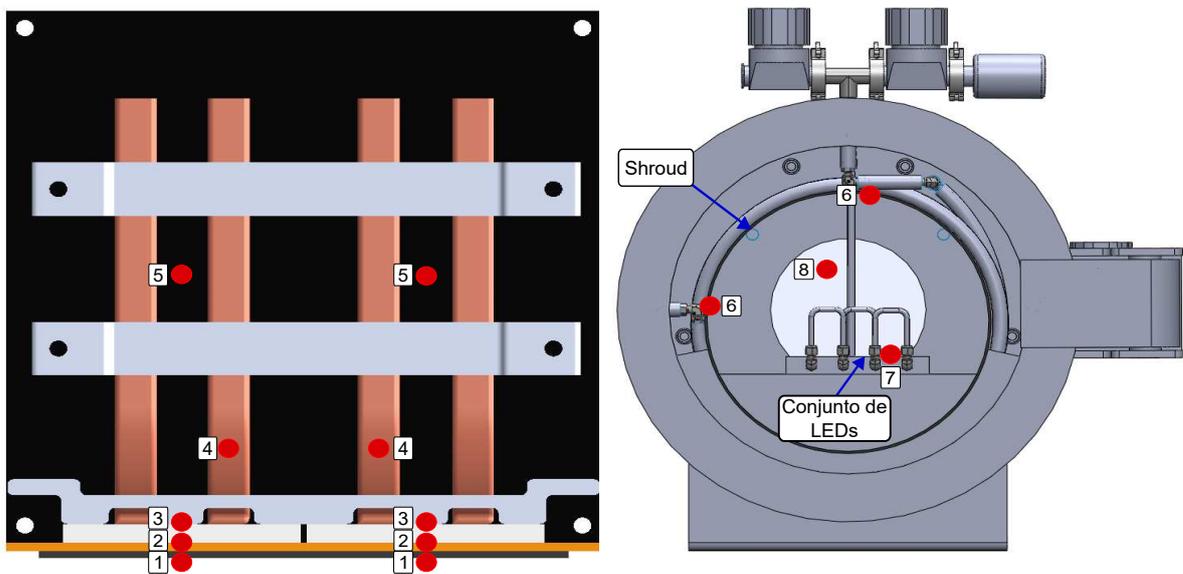


Fonte: Autora (2024).

3.3 PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

Para a realização de todos os experimentos com a estrutura de CubeSat 2U, conjunto painel-PCB-alumínio, radiador e sistema de controle térmico, foram posicionados termopares do tipo T em pontos de interesse para o estudo. Nas diferentes configurações dos experimentos foram fixados simetricamente, em relação ao plano central do painel, 5 pares de termopares, conforme mostrado na Figura 35 à esquerda, e na câmara vácuo-térmica foram adicionados: um termopar solto no ambiente, para monitorar a temperatura interna da câmara como um todo; um termopar em um dos LEDs para assegurar que operaria em temperaturas abaixo da máxima estabelecida pelo fabricante (70 °C); e um par de termopares na *shroud*, para monitoramento da refrigeração interna, mostrados na Figura 35 à direita. Na Tabela 7 são apresentadas a numeração dos termopares correspondente à Figura 35, os nomes das curvas equivalentes a cada termopar apresentadas nos gráficos na seção 4.3 - Resultados de Comparativo configurações, uma breve descrição da sua localização, e as configurações em que cada termopar está presente.

Figura 35 – Posicionamento dos termopares no experimento e na câmara (pontos vermelhos).



Fonte: Autora (2024).

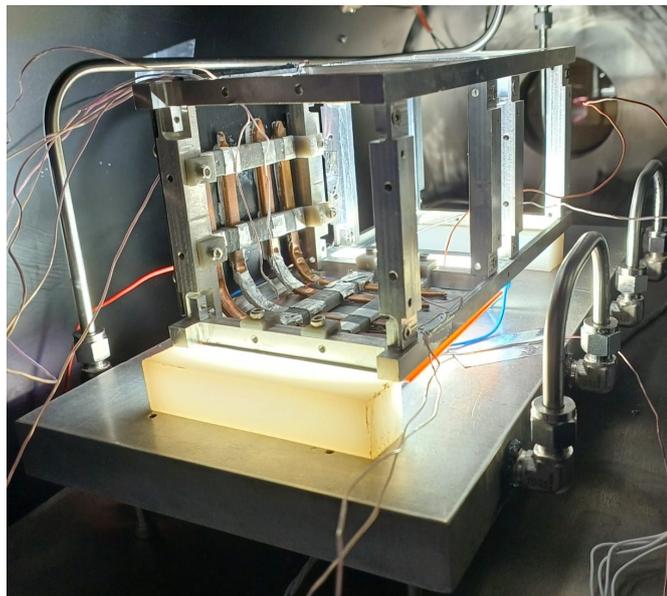
Tabela 7 – Numeração, nome de curva dos resultados e localização dos termopares.

N°	Curva	Localização	Configurações
1	Painel Inferior	Face do painel voltada para os LEDs	Todas
2	Painel Superior	Face do conjunto painel-PCB-alumínio oposta aos LEDs	Todas
3	TEG Superior	Face superior dos TEGs	3
4	Região Adiabática	Região adiabática de dois tubos de calor diferentes	2 e 3
5	Radiador	Centro do radiador	Todas
6	<i>Shroud</i>	Topo e lateral esquerda da <i>shroud</i>	Todas
7	-	Sobre um dos LEDs do conjunto	Todas
8	-	Livre no ambiente interno da câmara	Todas

Fonte: Autora (2024).

3.3.1 Testes comparativos

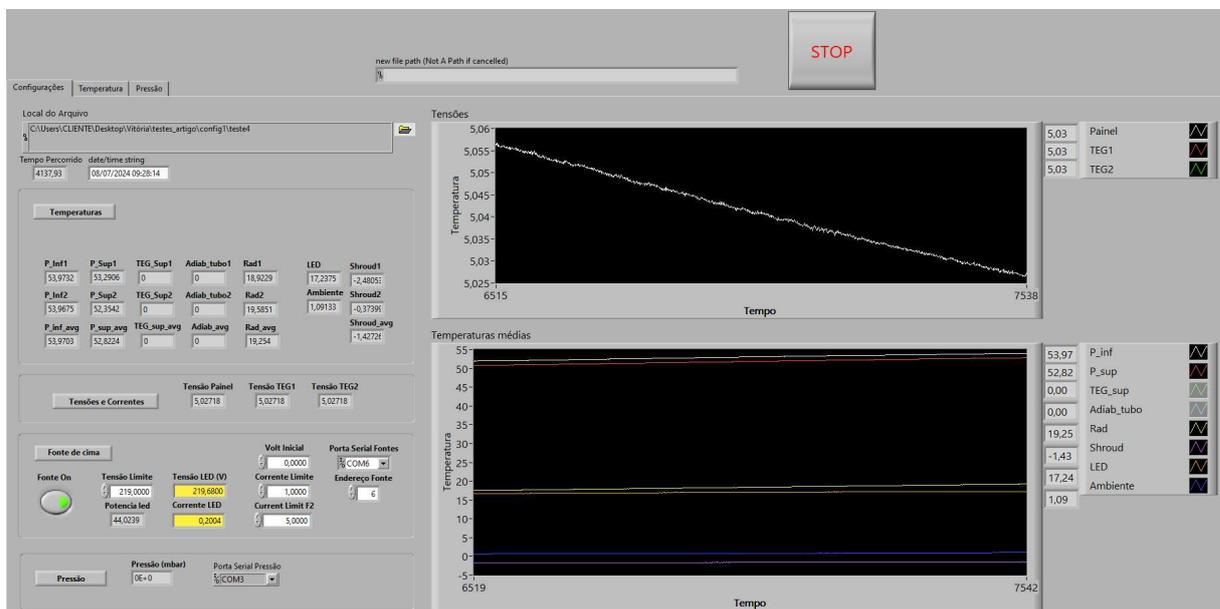
Os experimentos com o objetivo de comparar as três configurações propostas foram realizados exclusivamente dentro da câmara vácuo-térmica. O painel solar, acoplado à estrutura, foi posicionado diretamente acima e voltado para o conjunto de LEDs, sobre dois blocos de nylon de 20 mm de altura, distância em que a calibração de irradiância hemisférica total foi realizada (Figura 36). Após o posicionamento do experimento no interior da câmara, a porta é selada e os sistemas de bombas e de refrigeração são acionados.

Figura 36 – Experimento Configuração 2 posicionado acima dos LEDs dentro da câmara.

Fonte: Autora (2024).

Para todos os experimentos as bombas mecânica e turbo molecular foram utilizadas para gerar uma pressão interna de aproximadamente $1 \cdot 10^{-2}$ mbar, e o sistema de refrigeração Lauda foi carregado com álcool etílico, refrigerado até -30 °C, gerando uma temperatura inicial no interior da câmara de aproximadamente -5 °C. Quando essas condições de temperatura e pressão atingem regime permanente os testes são iniciados, com a ativação dos LEDs e o início da aquisição de dados. O VI utilizado para esses experimentos, mostrado na Figura 37, permite o monitoramento de todos os dados adquiridos, assim como, o controle da tensão e corrente da fonte de energia que alimenta os LEDs no interior da câmara.

Figura 37 – VI para aquisição de dados dos experimentos e controle da fonte.



Fonte: Autora (2024).

Ao todo foram realizados seis experimentos, duas repetições de cada uma das três configurações, com irradiância fixa de aproximadamente $906,5$ W/m², gerada a partir de uma tensão fixa nos LEDs de 219 V, e refrigeração por álcool etílico à -30 °C. Quando todas as temperaturas lidas atingiram o estado de regime permanente, em aproximadamente 10.000 segundos, as medições de corrente do painel e dos TEGs foram iniciadas manualmente com o multímetro, a cada 500 segundos por sete vezes. Ao final dessas medições, em aproximadamente 13.000 segundos, o experimento e a aquisição de dados são finalizados.

3.3.2 Análise de incertezas experimentais

Para a análise experimental são consideradas as incertezas provenientes de cada dispositivo diretamente utilizado durante os testes, fornecida por cada fabricante. A Tabela 8 mostra as incertezas utilizadas nas análises de resultados e o Apêndice A detalha os cálculos de propagação de incertezas.

Tabela 8 – Incertezas dos equipamentos.

Equipamentos	Incertezas
Sistema de refrigeração	$\pm 0,001$ °C
Sensor de pressão	$\pm 15\%$ < 100 mbar
Fonte	1% para tensão e corrente
Multímetro	1% para corrente 0,5% para tensão
NI temperatura	1,76 °C
NI tensão	$\pm 1\%$ de fundo de escala
Termopares	1,0 °C
Piranômetro	0,77%
Balança	0,01 g

Fonte: Autora (2024).

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Nesta seção são apresentados os resultados de todos os experimentos realizados neste trabalho, caracterização do desempenho térmico de tubos de calor, caracterização do perfil de irradiância dos LEDs, e comparação de desempenho térmico e elétrico das configurações em estudo. Com esses resultados é possível analisar a viabilidade da implementação de sistemas de controle térmico para painéis solares de CubeSat, especificamente utilizando tubos de calor e TEGs.

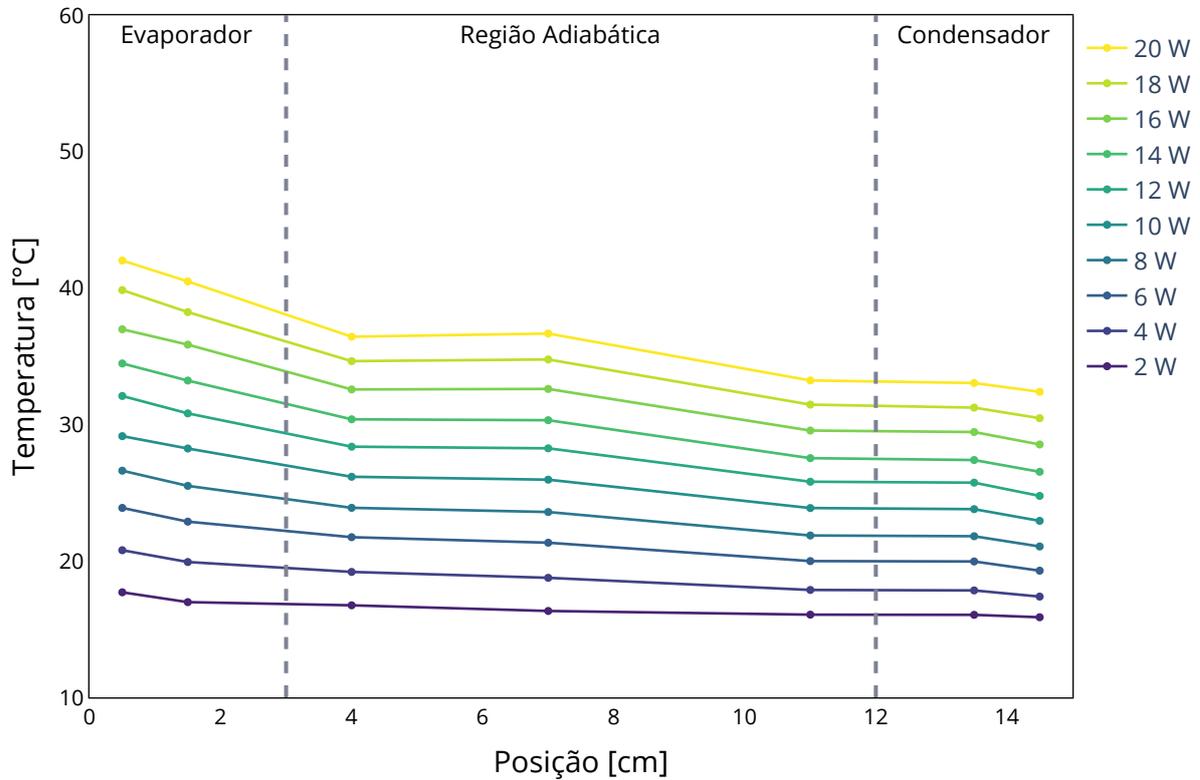
4.1 TUBO DE CALOR

A influência da dobra em tubos de calor foi analisada a partir do experimento descrito na seção 3.1.4 - Metodologia de Análise experimental do tubo de calor, onde um tubo reto e um tubo dobrado foram submetidos a um condensador de água à 10 °C e a um evaporador com aquecedor elétrico de potência variável de 2 a 20 W. As Figuras 38 e 39 mostram a distribuição de temperaturas ao longo de tubos de calor reto e dobrado, respectivamente, para as diferentes potências analisadas.

Na Figura 38 é possível observar, para o tubo reto, um pequeno gradiente de temperatura entre o perfil de potência mínima (2 W) e máxima (20 W) tanto para a região do evaporador, 24 °C, quanto para a região do condensador, 17 °C. Em comparação, na Figura 39 com o tubo dobrado, esses gradientes são maiores, sendo 28 °C na região do evaporador e 23 °C na região do condensador. Esse aumento no gradiente pode ser resultado da dobra, pois indica que o calor não está sendo completamente transferido para o condensador, causando o aquecimento do tubo de calor como um todo.

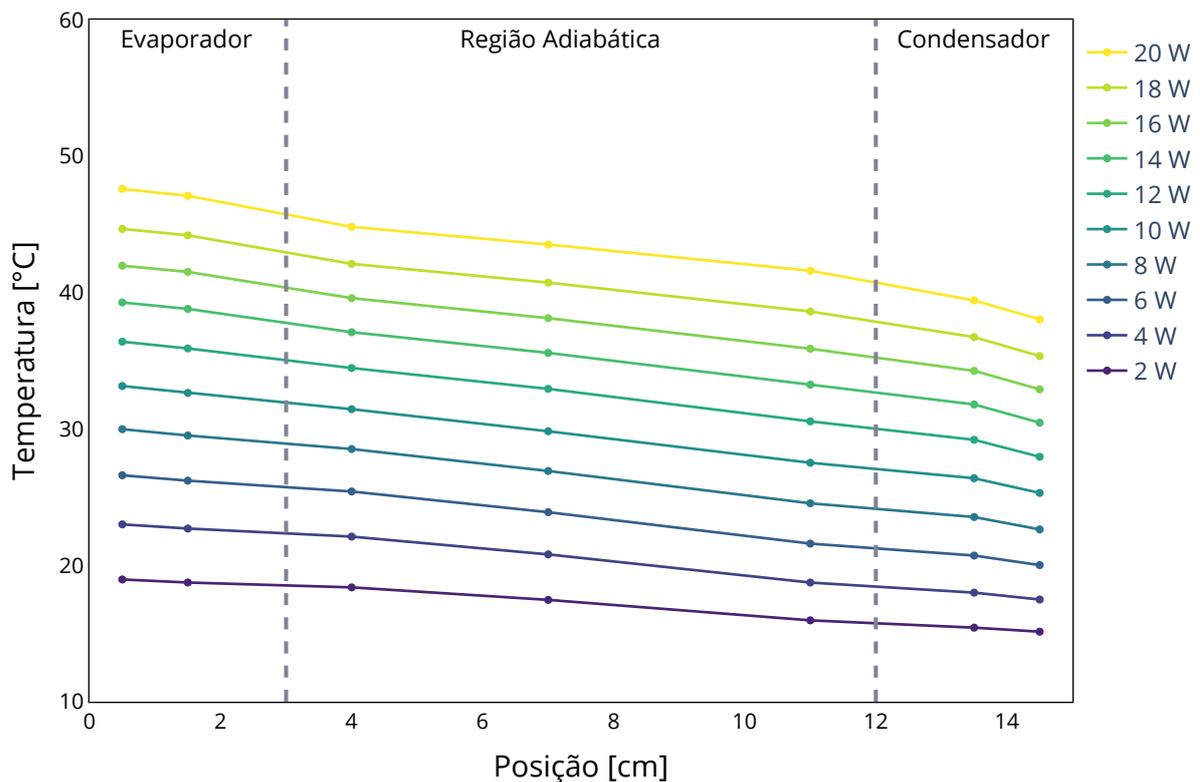
A partir desse comportamento, pode-se prever que aumentando ainda mais a potência aplicada no evaporador do tubo dobrado, a temperatura nessa extremidade aumentaria indefinidamente e ocorreria a secagem do tubo, situação em que o fluido de trabalho está evaporando antes de alcançar a extremidade do tubo e a transferência de calor não ocorre efetivamente. Entretanto, não foi possível realizar os experimentos para potências mais elevadas, pois o aquecedor de resistência poderia se superaquecer e queimar.

Figura 38 – Temperatura ao longo do tubo de calor reto para diferentes potências, banho de 10 °C.



Fonte: Autora (2024).

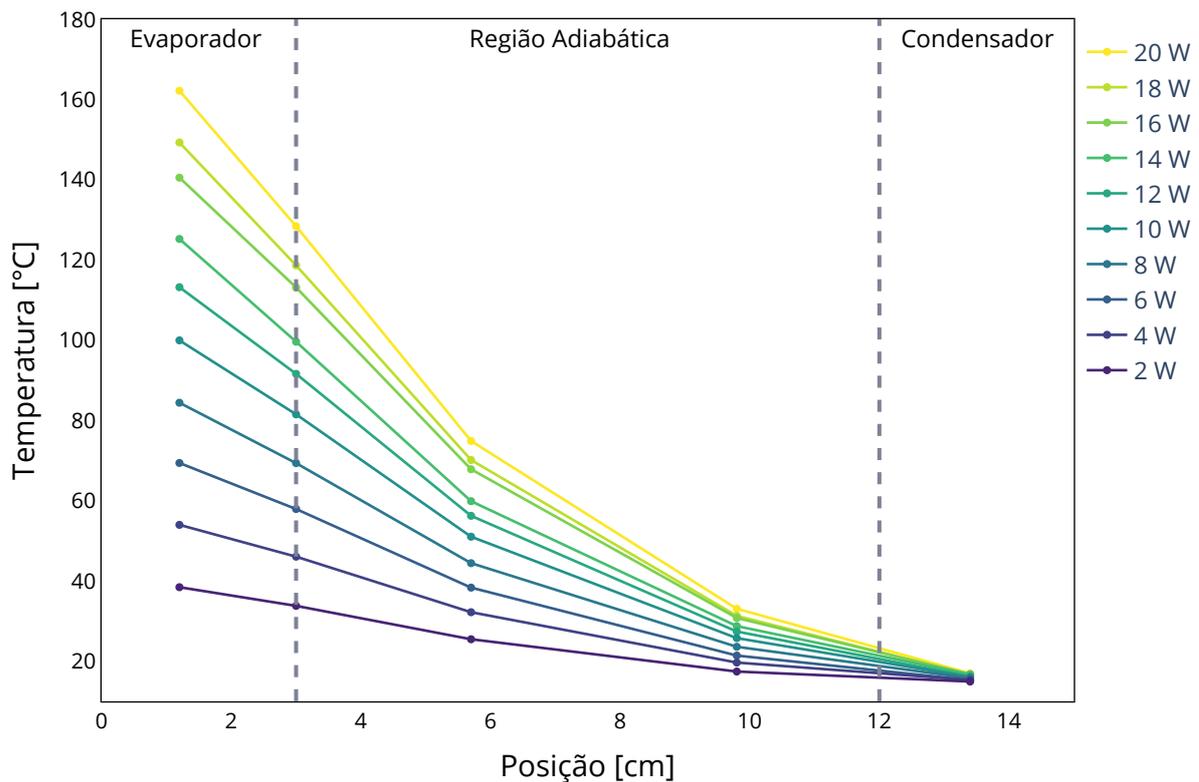
Figura 39 – Temperatura ao longo do tubo de calor dobrado para diferentes potências, banho de 10 °C.



Fonte: Autora (2024).

Adicionalmente, o teste foi realizado para um tubo reto seco, que foi aberto e teve o fluido de trabalho interno evaporado com um soprador de ar quente. Ao secar um tubo de calor, o único mecanismo de transferência de calor restante é a condução através da estrutura de cobre, portanto, representando o limite mínimo para o desempenho térmico dos tubos de calor. A Figura 40 mostra a distribuição de temperaturas ao longo do tubo seco para diferentes potências.

Figura 40 – Temperatura ao longo do tubo de calor reto seco para diferentes potências, banho de 10 °C.

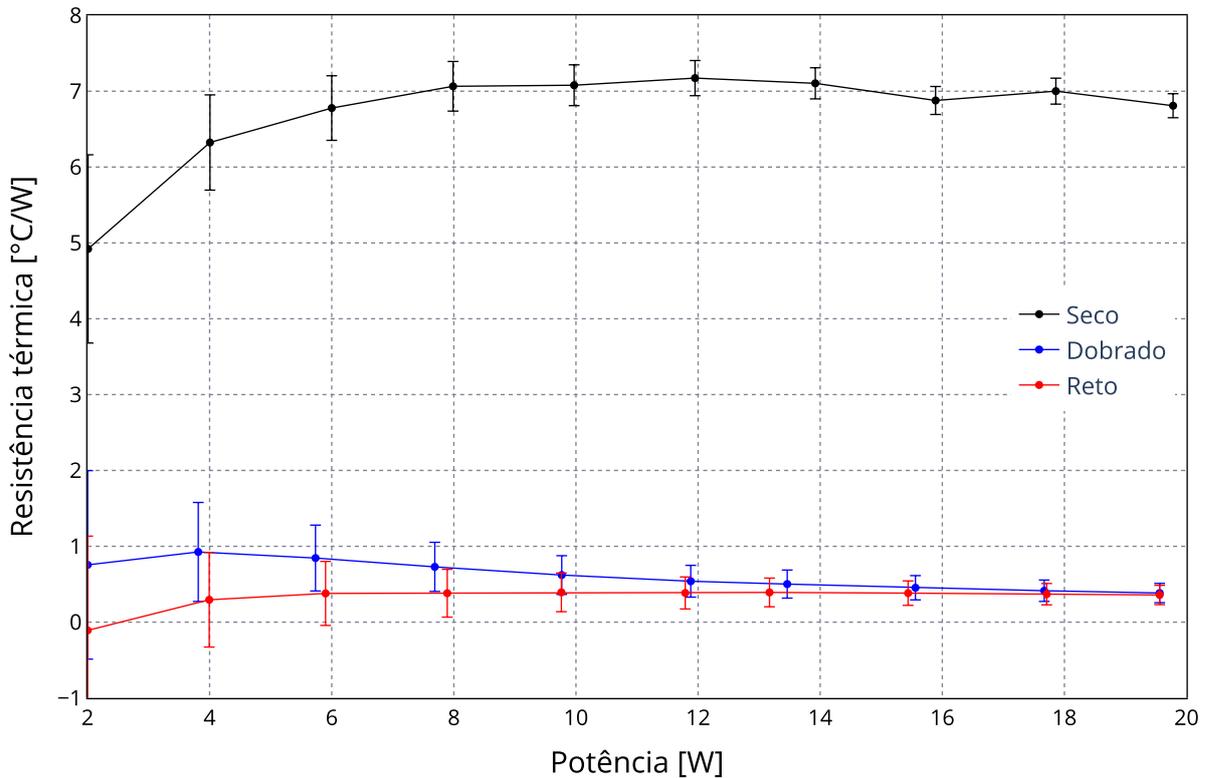


Fonte: Autora (2024).

Nas Figuras 38, 39 e 40 observa-se a diferença entre o desempenho térmico de tubos de cobre, com apenas condução como mecanismo de transferência de calor, e de tubos de calor, que transferem calor tanto por condução quanto pela mudança de fase do fluido de trabalho na estrutura porosa interna sob vácuo. Assim, torna-se evidente a vantagem dos tubos de calor como dispositivos de transferência de calor.

Além disso, a Figura 41 apresenta as resistências térmicas dos tubos reto, dobrado e seco para as diferentes potências aplicadas durante os testes. As barras de erro foram calculadas por propagação de incertezas com o software Engineering Equation Solver (EES), utilizando a metodologia de cálculo detalhada no Apêndice A. Esse comparativo mostra que, embora o tubo dobrado apresente uma resistência térmica maior do que o tubo reto em potências baixas, essa diferença deixa de ser significativa quando comparada com o caso limite do tubo seco. Portanto, é possível afirmar que a dobra realizada influencia o desempenho térmico de tubos de calor, porém não inviabiliza sua utilização.

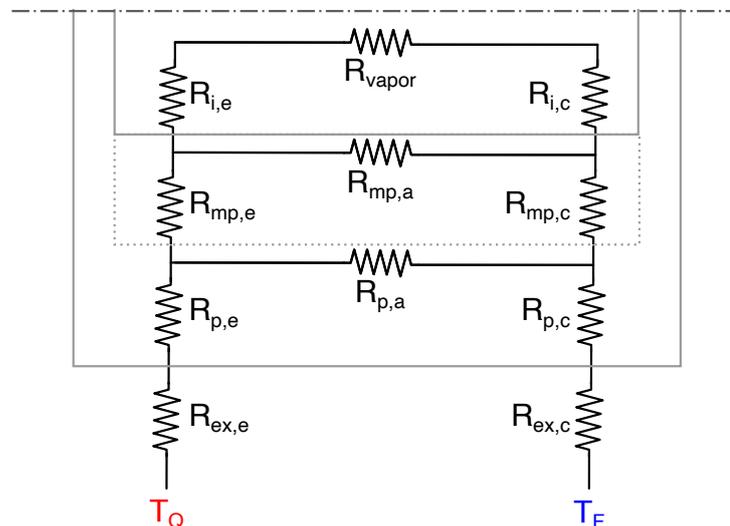
Figura 41 – Comparação das resistências térmicas de tubo seco, reto e dobrado em banho de 10°C.



Fonte: Autora (2024).

Para analisar a diferença de resistência térmica entre o tubo seco e os tubos com fluido de trabalho pode-se simplificá-los para circuitos de resistências térmicas equivalentes, mostrado na Figura 42. Nesta Figura tem-se as resistências correspondentes: ao ambiente externo ao tubo (R_{ex}); à parede externa de cobre (R_p); ao meio poroso de cobre (R_{mp}); à interface líquido-vapor (R_i); e ao vapor (R_{vapor}), com subíndices para as regiões de evaporador (e), condensador (c) e adiabático (a) do tubo de calor.

Figura 42 – Circuito de resistências térmicas equivalentes de um tubo de calor.



Fonte: Autora (2024).

Segundo Faghri (1995) é possível simplificar o circuito, visto que as resistências $R_{mp,a}$ e $R_{p,a}$ são da ordem de 10^4 e 10^2 °C/W, respectivamente, sendo muito altas que bloqueiam a transferência de calor e podem ser consideradas como um circuito aberto. Além dessas, as resistências $R_{i,e}$ e $R_{i,c}$ são da ordem de 10^{-5} °C/W e, portanto, praticamente não interferem no circuito, podendo ser consideradas um circuito fechado. Dessa forma, a resistência global equivalente (R_{eq}) do circuito simplificado para tubos de calor pode ser expressa pela Equação 10, com todas as resistências térmicas em série. Para o tubo de calor seco, a resistência global equivalente é representada pela Equação 11, em que é excluída a componente R_{vapor} , visto que não há fluido de trabalho. Entretanto, dado que a resistência R_{vapor} é da ordem de 10^{-8} °C/W, a diferença proporcionada por essa componente não é significativa.

$$R_{eq} = R_{ex,e} + R_{p,e} + R_{mp,e} + R_{vapor} + R_{mp,c} + R_{p,c} + R_{ex,c} \quad (10)$$

$$R_{eq} = R_{ex,e} + R_{p,e} + R_{mp,e} + R_{mp,c} + R_{p,c} + R_{ex,c} \quad (11)$$

A grande diferença entre as resistências equivalentes é dada pela componente R_{mp} , detalhada na Equação 12, sendo da ordem de 10^1 °C/W. Como não houveram mudanças na estrutura dos tubos de calor, apenas alteração no fluido de trabalho, a única componente que sofre alteração na Equação 12 é a componente k_{ef} , que corresponde à condutividade térmica efetiva do meio poroso preenchido por um líquido. Portanto, as componentes que representam diâmetro interno da parede do tubo (d_0), diâmetro da seção de vapor (d_i), e comprimento do tubo (l_e) permanecem iguais. A Equação 13 é utilizada para o cálculo de k_{ef} para meios porosos constituídos por esferas empacotadas, hipótese adotada para a análise, com ϕ correspondendo à porosidade do meio, k_w e k_l correspondendo à condutividade térmica do material do meio poroso e do líquido separadamente, respectivamente.

$$R_{mp} = \frac{\ln(d_0/d_i)}{2\pi l_e k_{ef}} \quad (12)$$

$$k_{ef} = k_l \frac{2k_l + k_w - 2(1 - \phi)(k_l - k_w)}{2k_l + k_w + (1 - \phi)(k_l - k_w)} \quad (13)$$

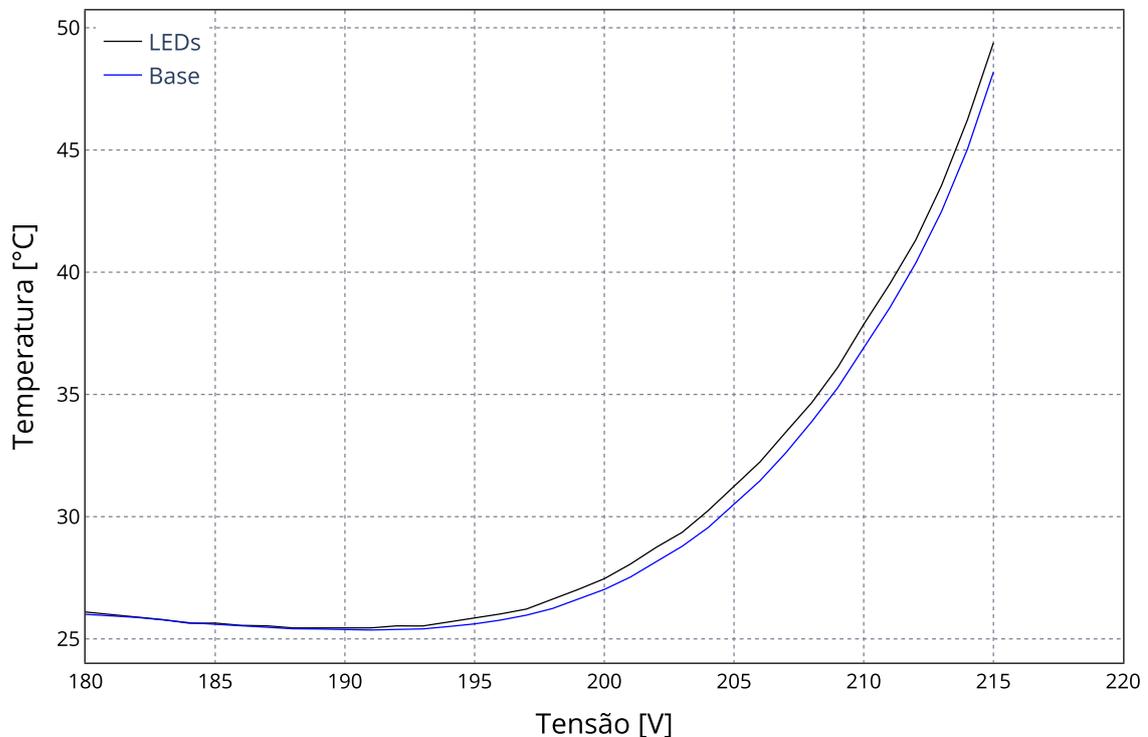
Sabendo que os tubos analisados são de cobre ($k_w = 397$ W/m.°C), os tubos reto e dobrado possuem água ($k_l = 0,61$ W/m.°C) como fluido de trabalho, e considerando que o tubo seco possui apenas ar ($k_l = 0,03$ W/m.°C) dentro do meio poroso, é possível fazer um comparativo entre os k_{ef} para os casos. Dessa forma, assumindo um valor genérico de $\phi = 0,5$, tem-se que o k_{ef} para os tubos de calor com água é de $2,42$ W/m.°C, e o k_{ef} para o tubo seco é de $0,12$ W/m.°C. Portanto, a resistência do meio poroso do tubo seco é 95,05% maior do que a resistência do meio poroso do tubo de calor com água, comportamento que vai ao encontro do observado nos resultados dos experimentos da Figura 41.

4.2 PAINEL DE LEDS

O comportamento térmico do conjunto de LEDs, em função da tensão de alimentação, foi determinado em experimento realizado conforme descrito na seção 3.1.6 - Metodologia de Caracterização do painel de LEDs. A curva de Temperatura por Tensão é apresentada na Figura 43 para a média da temperatura de dois LEDs e para a temperatura da base de alumínio onde o conjunto foi fixado. Como a temperatura máxima de operação dos LEDs é de 70 °C, a temperatura de segurança escolhida para o experimento foi de 50 °C, ponto no qual o teste foi finalizado.

A temperatura aumentou acentuadamente a partir de 200 V, alcançando a temperatura de segurança em apenas 215 V. Além disso, considerando que esse aumento da temperatura ocorreu mesmo com uma variação de 1 V em intervalos de quatro minutos, é esperado que LEDs operantes por períodos mais longos sofram superaquecimento. Dessa forma, torna-se necessária a utilização de sistemas de refrigeração quando os LEDs operam em tensões de alimentação acima de 215 V e/ou por períodos maiores de duas horas, em ambiente sem vácuo. Contudo, quando esse conjunto é instalado no interior de uma câmara vácuo-térmica, ambiente sob vácuo e sem convecção, esse período limite sem refrigeração é menor.

Figura 43 – Curva de temperatura por tensão de alimentação dos LEDs.

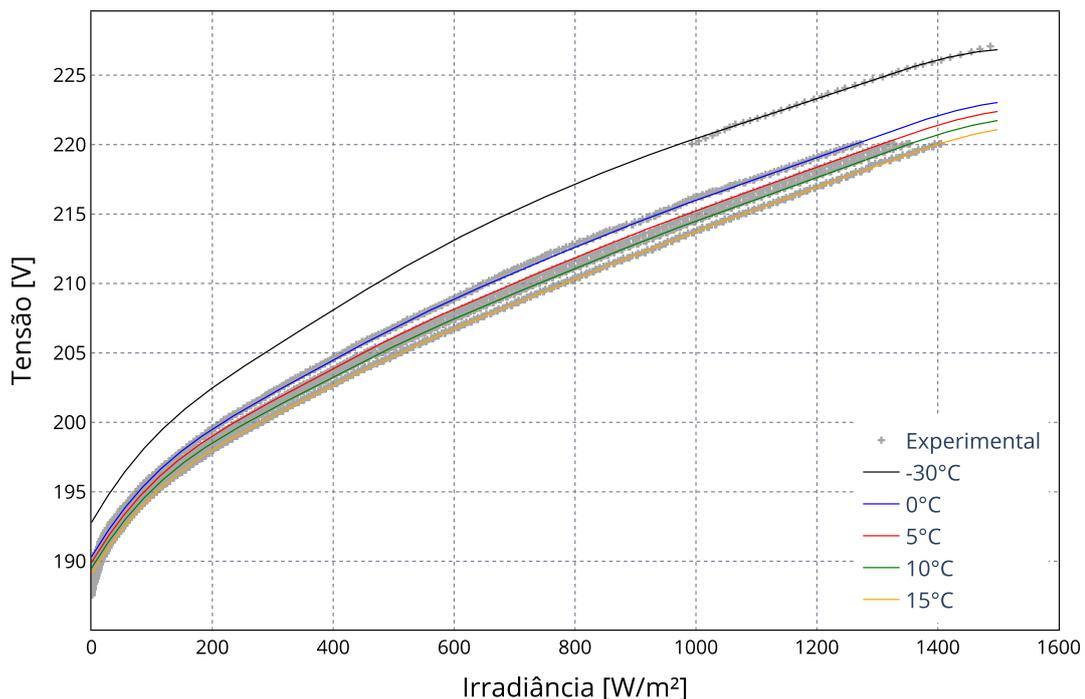


Fonte: Autora (2024).

O comportamento de irradiância hemisférica total do conjunto de LEDs em função da tensão de alimentação foi determinado por meio de experimentos descritos na

seção 3.1.6 - Metodologia de Caracterização do painel de LEDs. A curva de Tensão por Irradiância, obtida por meio da regressão de dados experimentais, é apresentada na Figura 44, com o mapeamento realizado com um piranômetro posicionado no centro do conjunto a 20 mm de distância. A partir da Figura 44, constatou-se a importância de realizar o mapeamento à mesma temperatura em que os experimentos futuros serão conduzidos, visto que a relação entre a temperatura de operação e a irradiância emitida mostra-se significativa.

Figura 44 – Regressão da relação tensão por irradiância para diferentes temperaturas de refrigeração.



Fonte: Autora (2024).

Esse comportamento ocorre pois o piranômetro utilizado é sensível a comprimentos de onda de 285 a 3.000 nm (EKO INSTRUMENTS, 2024), faixa que abrange as radiações ultravioleta, luz visível e infravermelho. Dessa forma, quando o banho termostático opera em temperaturas mais altas, os LEDs também atingem temperaturas maiores, emitindo tanto irradiância na faixa visível quanto calor no infravermelho, o que leva a uma leitura superestimada da irradiância. Portanto, é necessário que os experimentos sejam realizados com os LEDs refrigerados a baixas temperaturas, permitindo que testes sejam conduzidos com irradiâncias específicas sem superestimções por parte do piranômetro.

As métricas de desempenho utilizadas na avaliação do modelo de regressão resultaram em valores de 0,129 (MAE), 0,044 (RMSE) e 0,999 (R^2), indicando que o modelo tem boa precisão, pouca variação em relação aos dados experimentais e é confiável, respectivamente. Além disso, essa adequação do modelo é confirmada visivelmente, pois as curvas da regressão ajustam-se bem aos dados experimentais nas diferentes temperaturas testadas (-30, 0, 5, 10 e 15 °C), além de prever bem valores acima de 220 V

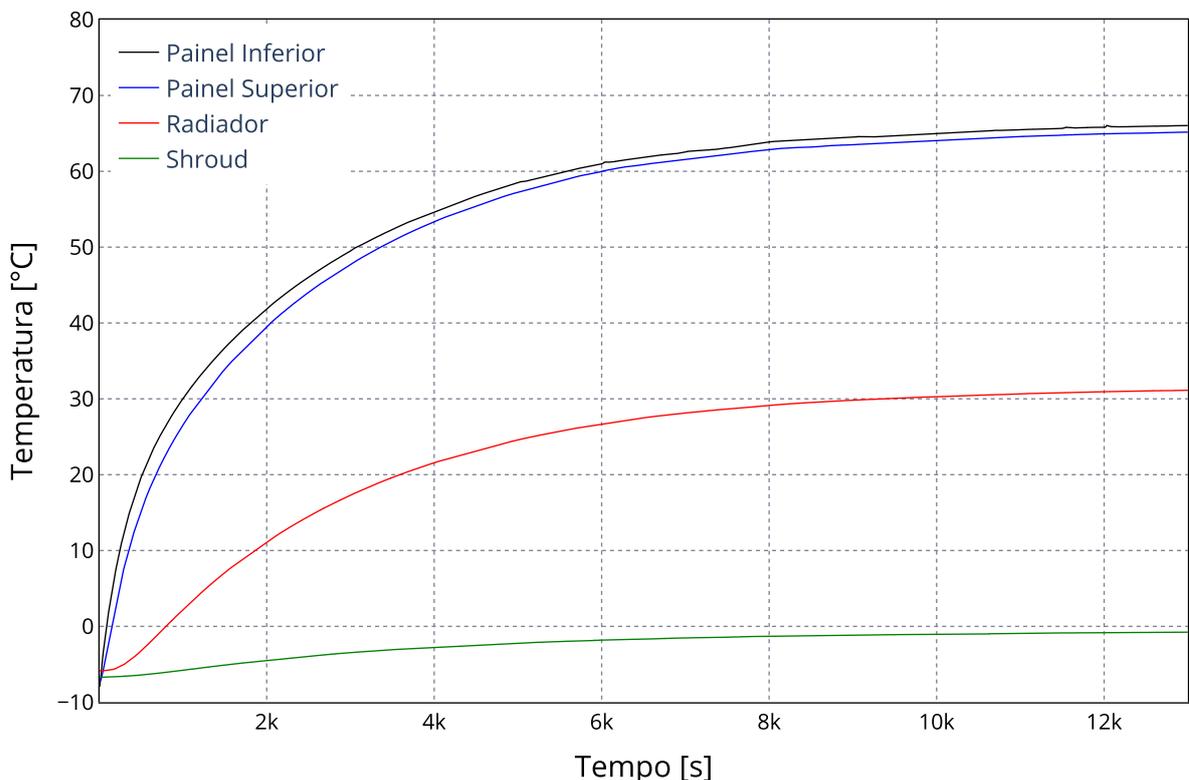
para essas condições.

Dessa forma, o modelo prevê adequadamente o comportamento da irradiância hemisférica total do conjunto de LEDs para diferentes temperaturas de refrigeração a partir de uma tensão de alimentação escolhida, permitindo a aplicação de perfis de irradiância fixa ou variável em diferentes tipos de análises experimentais. Os experimentos de avaliação do desempenho do painel solar foram realizados a 219 V, com sistema de refrigeração operando a $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$, o que corresponde a uma irradiância de aproximadamente $906,5\text{ W/m}^2$, conforme indicado pela regressão.

4.3 COMPARATIVO CONFIGURAÇÕES

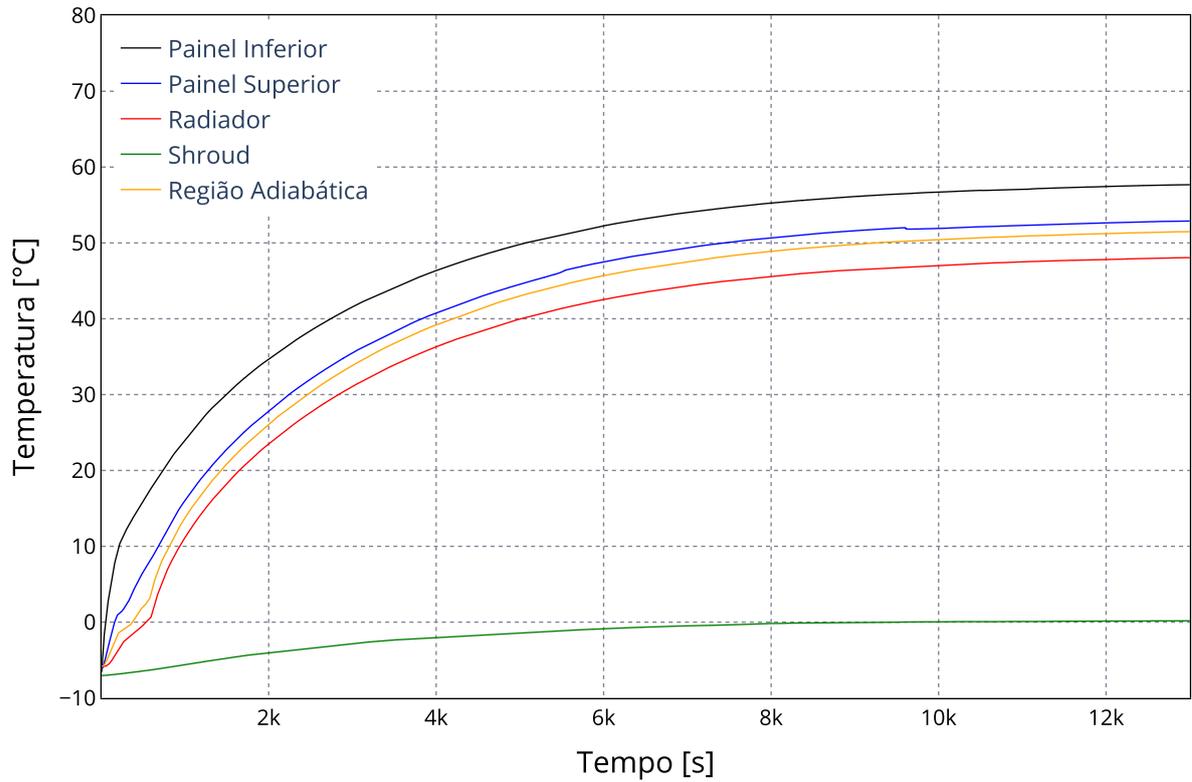
As Figuras 45, 46, e 47 ilustram os perfis de temperatura das três configurações do painel solar, radiador, TEGs, tubos de calor e *shroud*. Para fins de repetibilidade, os perfis de temperatura mostrados nas Figuras são a temperatura média de duas repetições para cada configuração. Além disso, para auxiliar na comparação, a Tabela 9 apresenta as médias das temperaturas medidas nos últimos 100 segundos de cada experimento. Em uma primeira análise, pode-se observar que, ao comparar a Configuração 1 com as Configurações 2 e 3, as temperaturas inferior e superior do painel solar (linhas azul e preta) têm uma redução de aproximadamente $10\text{ }^{\circ}\text{C}$, contribuindo para prevenir o superaquecimento do CubeSat e aumentando a vida útil e a eficiência do painel solar.

Figura 45 – Perfil de temperaturas da Configuração 1.



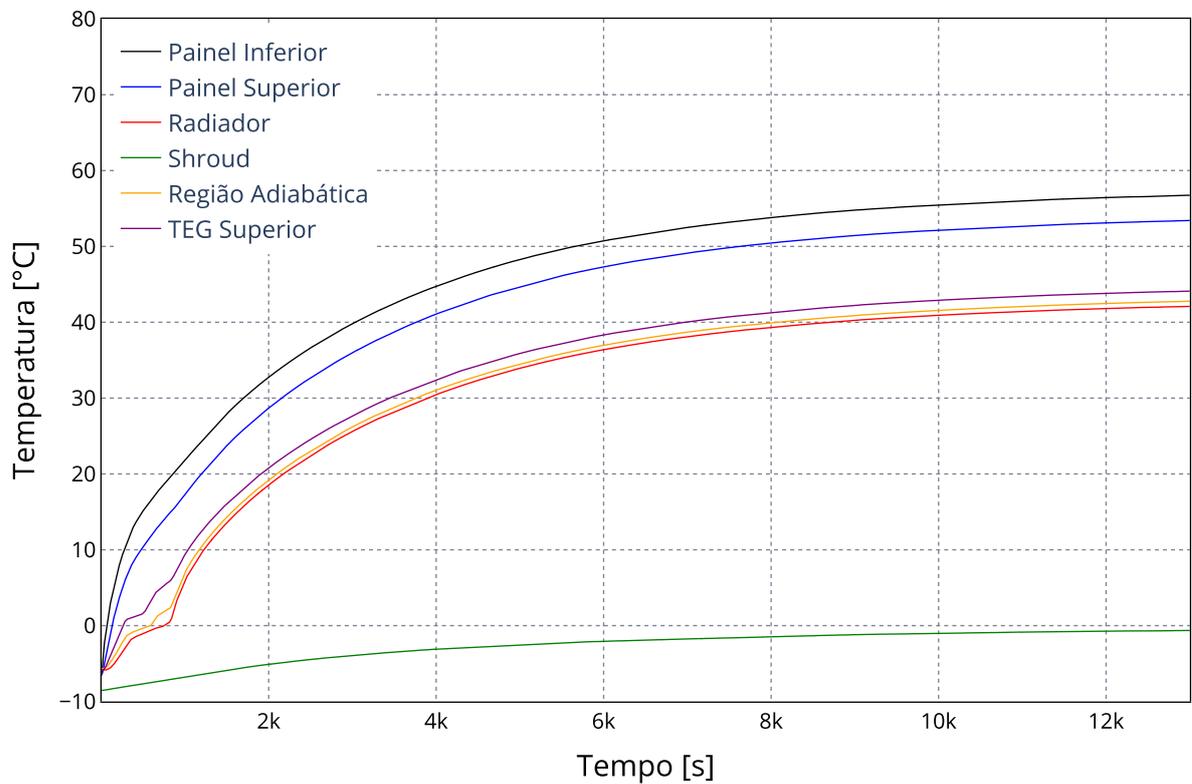
Fonte: Autora (2024).

Figura 46 – Perfil de temperaturas da Configuração 2.



Fonte: Autora (2024).

Figura 47 – Perfil de temperaturas da Configuração 3.



Fonte: Autora (2024).

Tabela 9 – Comparação de desempenho térmico das diferentes configurações.

Temperaturas [°C]	Config. 1	Config. 2	Config. 3
Painel Inferior	66,02	57,67	56,73
Painel Superior	65,16	52,88	53,40
Região Adiabática	–	51,47	42,75
TEG Superior	–	–	44,09
Radiador	31,12	48,05	42,08
Shroud	–0,76	0,17	–0,65
LED	19,05	19,04	18,53
Ambiente	2,24	2,58	2,06

Fonte: Autora (2024).

A instalação dos tubos de calor diretamente em contato com o painel solar na Configuração 2 proporcionou um gradiente de temperatura mais significativo entre as superfícies inferior e superior do painel, de 4,79 °C. Em contrapartida, para a Configuração 3, o gradiente foi de 3,33 °C e, para a Configuração 1, foi de apenas 0,87 °C. Esse comportamento se deve à mudança na condição de contorno da superfície superior, de radiação pura na Configuração 1 para uma combinação de radiação, condução e mudança de fase do líquido de trabalho do tubo de calor na Configuração 2, o que facilita a transferência de calor, aumentando a diferença entre as temperaturas inferior e superior do painel solar. Essa contribuição dos tubos de calor se deve graças às temperaturas de operação positivas, condição ideal para o funcionamento do tubo com água como fluido de trabalho.

Outro resultado causado por essa transferência de calor facilitada pelos tubos de calor é a elevação da temperatura do radiador (curvas vermelhas) nas Configurações 2 e 3. Esse comportamento ocorre porque os tubos de calor transferem de maneira satisfatória o calor do painel solar para o radiador, que, por sua vez, aumenta de temperatura por não ser capaz de irradiar completamente esse calor para o ambiente. Isso ocorre porque o sistema de refrigeração da *shroud* permite um resfriamento interno da câmara de apenas, aproximadamente, 0 °C. Para que o radiador irradie mais calor para o ambiente e, assim, reduza sua temperatura durante os testes, seria necessário utilizar um sistema de refrigeração mais robusto, capaz de manter temperaturas mais baixas na *shroud* e no ambiente interno. O uso de nitrogênio como fluido refrigerante é uma possível solução.

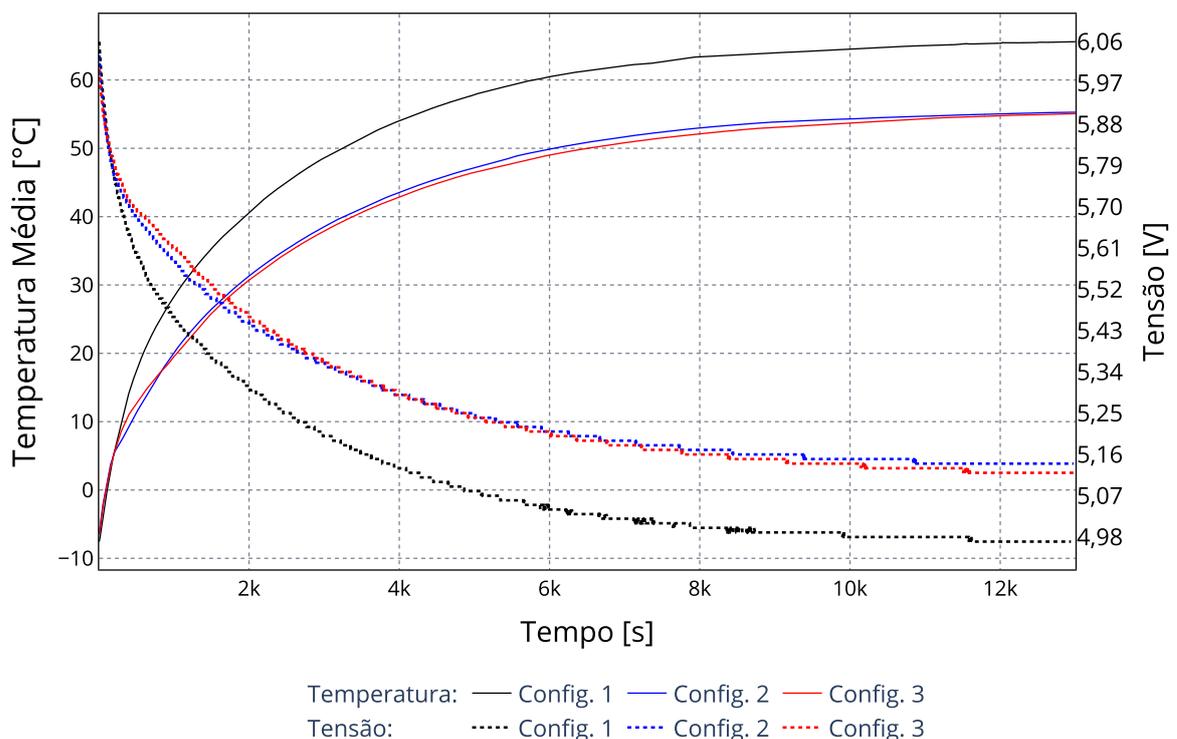
Os TEGs representam uma resistência térmica adicional devido ao seu invólucro cerâmico isolante, e assim, restringem a transferência de calor da superfície do painel para os tubos de calor, diminuindo o gradiente de temperatura entre as superfícies do painel. Esse efeito também é evidenciado pela queda de temperatura na região adiabática do tubo (curva amarela), causada pela redução do fluxo de calor transferido para os tubos de calor.

Na Configuração 3, uma superfície dos TEGs está em contato com o painel solar

(curva azul), enquanto a outra está em contato com os tubos de calor (curva roxa), a diferença de temperatura entre essas superfícies é responsável pela geração de energia dos TEGs. Assim, para uma grande geração de energia, é necessário aumentar o gradiente de temperatura entre as faces dos TEGs. Para isso, deve-se resfriar ainda mais o ambiente interno da câmara vácuo-térmica, permitindo que o radiador dissipe mais calor transportado pelos tubos, reduzindo a temperatura da face fria do TEG e ampliando o gradiente de temperatura. Entretanto, devido à limitação do sistema de refrigeração, a temperatura da *shroud* varia de $-7,5\text{ °C}$ a 0 °C , conforme mostrado pelas curvas verdes nas Figuras 45, 46, e 47. Portanto, novamente, um sistema de refrigeração mais robusto seria necessário.

A Figura 48 mostra o desempenho elétrico (curvas pontilhadas) e térmico (curvas sólidas) do painel solar para as três configurações ao longo da duração dos experimentos. O comportamento inversamente proporcional entre a tensão de saída e a temperatura média entre as faces do painel segue o comportamento descrito pelo fabricante, e ressalta a importância da análise conjunta de desempenho térmico e elétrico. Ainda, devido a essa relação, é possível destacar a importância do controle térmico dos painéis solares, pois ao manter a temperatura de operação do painel em valores próximos à temperatura ambiente maximiza-se a tensão de saída e, conseqüentemente, a eficiência de conversão energética. Esse fato é notável pelo fato de as curvas de tensão das Configurações 2 e 3, que apresentam sistema de controle térmico acoplado, estarem acima da curva da Configuração 1, sem sistema de controle.

Figura 48 – Desempenho elétrico e térmico do painel entre configurações em função do tempo.



Fonte: Autora (2024).

A Tabela 10 apresenta os resultados de desempenho de tensão e potência para o painel solar e os TEGs, com base nos valores médios medidos nos últimos 100 segundos de cada experimento. As eficiências energéticas (η) das três configurações foram determinadas com a Equação 1, detalhada na seção 2.2.1 - Fundamentação Teórica de Painéis Fotovoltaicos, utilizando uma irradiância fixa de $906,5 \text{ W/m}^2$ e área do painel de $69,42 \text{ cm}^2$. Analisando a geração de energia do painel solar, observa-se que a Configuração 2 apresentou os melhores valores de desempenho, com uma eficiência de conversão de 25,06% e um ganho de potência de 13,55% em comparação com a Configuração 1. Na Configuração 3, a eficiência de conversão foi de 22,20%, um valor muito próximo ao da Configuração 1. Esse comportamento pode ser atribuído ao fato de que a área de contato dos TEGs abrange apenas as células fotovoltaicas centrais do painel, o que pode ter causado um desequilíbrio na geração de energia entre as diferentes células. Contudo, devido a restrições de tempo, não foi possível realizar uma análise mais aprofundada da distribuição de temperatura ao longo do painel para comprovar efetivamente essa hipótese.

Tabela 10 – Comparação dos desempenhos elétricos do painel solar e dos TEGs.

Variáveis		Config. 1	Config. 2	Config. 3
Painel	Tensão [V]	$4,97 \pm 0,05$	$5,14 \pm 0,05$	$5,12 \pm 0,05$
	Potência [mW]	$1.388,69 \pm 19,64$	$1.576,90 \pm 22,32$	$1.397,38 \pm 19,77$
	Eficiência [%]	$22,07 \pm 0,57$	$25,06 \pm 0,64$	$22,20 \pm 0,57$

TEG*	Tensão [V]	-	-	$0,50 \pm 0,00$
	Corrente [mA]	-	-	$0,04 \pm 0,00$
	Potência [mW]	-	-	$0,02 \pm 0,00$

Total	Potência [mW]	$1.388,69 \pm 19,64$	$1.576,90 \pm 22,32$	$1.397,42 \pm 19,77^{**}$
	Massa [g]	$539,9 \pm 0,02$	$605,06 \pm 0,06$	$649,68 \pm 0,06$
	Potência/Massa [W/kg]	$2,57 \pm 0,04$	$2,60 \pm 0,04$	$2,15 \pm 0,03$
	Volume*** [mm ³]	-	14.400 ± 432	25.600 ± 768
	Potência/Volume [W/mm ³]	-	$0,11 \pm 0,00$	$0,05 \pm 0,00$

*Considerando apenas um TEG.

**Considerando a potência total do painel e dos dois TEGs.

***Considerando apenas volume adicional do sistema de controle térmico (tubos de calor e TEGs).

Fonte: Autora (2024).

As incertezas apresentadas na Tabela 10 foram calculadas a partir do método de propagação apresentado no Apêndice A com o software EES, utilizando as incertezas dos equipamentos apresentados na Tabela 8. Visto que a área do painel utilizada no cálculo da eficiência e os volumes da Tabela 10 foram calculados a partir das dimensões apresentadas nos datasheets do painel solar, tubo de calor e TEG, para os cálculos foi considerada a incerteza de um paquímetro digital ($\pm 0,01$ mm). Para propagar a incerteza da irradiância solar incidente no cálculo da eficiência do painel solar foi considerada apenas a incerteza do piranômetro (0,77%), pois não foi possível quantificar a incerteza gerada pelo modelo de regressão SVM utilizado. Assim, a irradiância considerada nos cálculos é de $906,5 \pm 6,98$ W/m².

Para avaliar o papel do controle térmico sobre o desempenho do painel, também foi calculada a quantidade de potência solar incidente que é convertida em potência térmica no painel solar. Essa quantidade é determinada com base no balanço de energias na Equação 14 e de energias na forma de taxa na Equação 15, cujas hipóteses simplificadoras consideradas são: análises em regime permanente ($\Delta \dot{E}_{sistema} = 0$); análise em uma dimensão; toda energia que entra no painel solar (E_{in}) é proveniente da irradiância solar emitida pelos LEDs; toda energia emitida pelos LEDs é absorvida pelo painel e não se perde para o ambiente; toda energia que sai do painel (E_{out}) é liberada na forma de energia elétrica ($E_{eletrica}$) ou calor ($E_{termica}$); a troca de calor entre o painel e a *shroud* foi desprezada. A partir dessas simplificações é possível determinar a quantidade de calor que deve ser dissipada para evitar o superaquecimento do painel (Equação 20). Assim, utilizando a irradiância fixa, a área do painel e a eficiência energética calculada anteriormente, é possível determinar que a máxima potência térmica a ser dissipada do painel é de 4,90 W na Configuração 1, sem sistema de controle térmico acoplado. É importante destacar que essa análise é simplificada e para as condições dos experimentos realizados, em condições reais existem mais fatores que influenciam no equacionamento e na análise.

$$E_{in} - E_{out} = \Delta E_{sistema} \quad (14)$$

$$\dot{E}_{in} - \dot{E}_{out} = \Delta \dot{E}_{sistema} = \frac{dE}{dt} = 0 \quad (15)$$

$$\dot{E}_{in} = \dot{E}_{out} \quad (16)$$

$$\dot{E}_{solar} = \dot{E}_{eletrica} + \dot{E}_{termica} \quad (17)$$

$$\dot{E}_{solar} = \eta \dot{E}_{solar} + \dot{E}_{termica} \quad (18)$$

$$\dot{E}_{termica} = (1 - \eta) \dot{E}_{solar} \quad (19)$$

$$\dot{E}_{termica} = (1 - \eta) \cdot Irrad \cdot A_{painel} \quad (20)$$

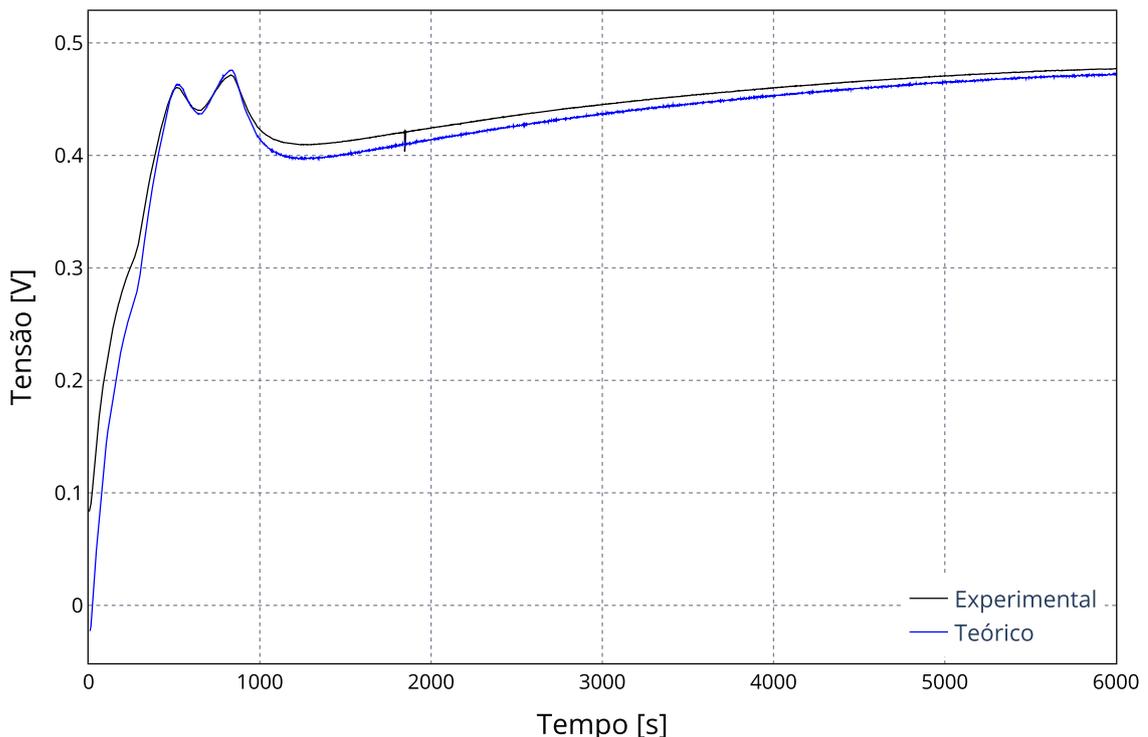
Dessa forma, com a determinação dessa potência térmica máxima (4,90 W) que o sistema de controle térmico precisa dissipar por meio dos tubos de calor, e tendo como referência a caracterização do tubo de calor dobrado mostrada na Figura 39, é possível

afirmar que o tubo não seca e sua utilização é adequada para aplicação em controle térmico de painéis solares de CubeSats.

A Tabela 10 também mostra os valores de geração de energia dos TEGs. Vale notar que cada TEG gera apenas 0,02 mW, pois o gradiente de temperatura entre as superfícies dos TEGs foi de apenas 9,31 °C. Embora o modelo utilizado tenha sido projetado para operar com pequenos gradientes de temperatura, seria necessário um gradiente mínimo de 17 °C para gerar 1 V, conforme especificado pelo fabricante. A Figura 49 mostra uma comparação entre a curva de tensão de um TEG obtida a partir do experimento da Configuração 3 e obtida por meio da Equação 21 do datasheet dos TEGs, onde ΔT é a diferença de temperatura entre a face quente e a face fria do TEG, e N é a quantidade total de termoelementos, 254 neste caso. Comparando as curvas da Figura 49, é possível perceber que o baixo desempenho elétrico do TEG no experimento ocorreu conforme o previsto pela Equação.

$$V = N \cdot 0,0002 \cdot 1,004^{\Delta T} \cdot \Delta T \quad (21)$$

Figura 49 – Desempenho elétrico do TEG conforme experimento vs. teoria.



Fonte: Autora (2024).

Embora ambos os sistemas de controle térmico analisados resultem em uma queda nas temperaturas e um aumento na potência do painel solar, também contribuem para um aumento na massa e no volume, parâmetros críticos na padronização CubeSat. Portanto, avaliar o desempenho elétrico em função dessas adições é essencial, assim, a

Tabela 10 compara as razões Potência/Massa e Potência/Volume. A razão Potência/Massa foi calculada dividindo-se a potência total gerada pela massa total de cada configuração. Por outro lado, a razão Potência/Volume foi obtida dividindo-se a potência gerada pelo volume adicional dos sistemas de controle térmico, ou seja, o volume dos tubos de calor na Configuração 2 e o volume dos tubos de calor e dos TEGs na Configuração 3. Comparando as configurações com sistema de controle térmico, a Configuração 2 apresentou uma razão Potência/Massa 21,16% maior e uma razão Potência/Volume 100,61% maior que a Configuração 3.

Os resultados mostram que o uso de TEGs para a aplicação estudada mostrou-se inviável, pois além de comprometer a dissipação de calor do painel solar, os gradientes de temperatura gerados nas superfícies dos TEGs não são altos o suficiente para produzir energia significativa que justifique sua implementação. Para uma geração de energia elétrica mais atrativa para missões de CubeSats seria necessário o estudo e utilização de TEGs mais enxutos e para gradientes de temperatura ainda menores. Assim, a Configuração 2 mostrou-se a melhor opção para o controle térmico de painéis solares de CubeSats dentre as opções avaliadas nesse estudo, oferecendo uma redução eficiente da temperatura e um aumento na geração de energia com impacto mínimo na massa e no volume, fatores críticos para as missões CubeSat. Portanto, a integração de apenas tubos de calor ao painel solar se mostra como uma solução mais promissora para melhorar o desempenho do sistema e garantir a eficiência energética necessária para as operações de nanosatélites em órbita.

5 CONCLUSÃO

O controle térmico do subsistema de fornecimento de energia dos CubeSats é essencial para garantir o sucesso das missões espaciais, mantendo os componentes dentro de faixas de temperatura adequadas e garantindo máximos níveis de eficiência durante toda a operação. Este trabalho avaliou o desempenho elétrico e térmico de um painel solar em um ambiente espacial simulado em câmara vácuo-térmica, proporcionando resultados semelhantes aos esperados em condições reais no espaço. Adicionalmente, foram analisadas diferentes configurações de controle térmico para o painel solar, utilizando tubos de calor e TEGs, com o objetivo de melhorar a eficiência energética do painel e o suprimento de energia do CubeSat como um todo.

Para a construção do experimento comparativo, foi necessário, primeiramente, avaliar o desempenho térmico dos tubos de calor utilizados, os quais foram dobrados para atender aos requisitos do projeto. A partir dos testes realizados com tubos de calor em diferentes configurações - reto, dobrado e seco - observou-se que realizar uma dobra de aproximadamente 90° em um tubo de cobre sinterizado achatado não tem influência significativa no desempenho térmico do tubo para a aplicação proposta. É importante destacar que a dobra foi realizada cuidadosamente e em uma única etapa, a fim de evitar fraturas na estrutura porosa interna do tubo, caso contrário, o desempenho seria altamente prejudicado e o tubo perderia sua funcionalidade.

Na etapa de análise do desempenho do painel solar, foram utilizados LEDs para simular a irradiância solar incidente. Esses LEDs passaram por um processo de caracterização térmica e de irradiância, visando um melhor controle durante os testes. A análise térmica do conjunto de LEDs demonstrou a necessidade de sistemas de refrigeração em operações com tensões superiores a 215 V e/ou por períodos acima de duas horas, em ambiente sem vácuo. Em experimentos sob vácuo, esse período diminuiu devido à ausência de convecção. A análise da irradiância emitida pelo conjunto permitiu o mapeamento do comportamento de irradiância hemisférica total sob diferentes temperaturas de refrigeração e tensões de alimentação, possibilitando a condução de experimentos com irradiância conhecida e controlável. Utilizando o modelo de regressão SVM para análise dos dados, foi possível calibrar os LEDs para os experimentos com uma irradiância de $906,5 \text{ W/m}^2$, a partir de uma tensão de alimentação de 219 V e um sistema de refrigeração a -30°C .

Após a preparação da bancada experimental e a construção das diferentes configurações, foram realizados testes comparativos para avaliação em termos de controle térmico e eficiência energética. A Configuração 2, que acopla tubos de calor ao painel solar, apresentou um desempenho térmico e elétrico superior à Configuração 1 (apenas painel solar). Isso ocorreu porque os tubos de calor transferiram efetivamente o calor do painel para o radiador, reduzindo sua temperatura em aproximadamente 10°C , e resultando em

uma eficiência de 25,06% e um aumento na geração de energia de 13,55% em comparação à Configuração 1.

Enquanto isso, a Configuração 3, que acopla tubos de calor e TEGs ao painel solar, também reduziu a temperatura do painel em 10 °C, porém com eficiência de apenas 22,20%. Esse resultado se deve ao fato de que os TEGs atuaram como resistências térmicas adicionais e obstruíram a transferência de calor entre o painel solar e os tubos de calor. Além disso, acredita-se que os TEGs, ao cobrirem apenas as células fotovoltaicas centrais, tenham causado um desequilíbrio na geração de energia do painel solar. A adição dos TEGs na Configuração 3 gera um problema de massa e volume adicionais críticos ao sistema, considerando sua baixa contribuição para a geração de energia de apenas 0,02 mW por TEG. Em um comparativo, a Configuração 2 mostrou-se 21,16% mais vantajosa em termos de Potência/Massa Total e 100,61% quando considerada a razão Potência/Volume Adicional, em relação a Configuração 3.

Com base nos resultados, a utilização de TEGs nas condições avaliadas não se mostrou viável, principalmente pela baixa potência gerada em comparação à produzida pelo painel solar, consequência do baixo gradiente térmico alcançado. Além disso, o uso de TEGs bloqueia a dissipação de calor do painel e adiciona massa e volume ao CubeSat. Por outro lado, a integração exclusiva de tubos de calor ao painel solar mostrou-se eficiente, auxiliando na dissipação de calor e, conseqüentemente, melhorando o desempenho elétrico do painel. Essa configuração proporciona maior fornecimento de energia para todos os subsistemas, se apresentando como uma alternativa mais eficaz para o controle térmico dos painéis solares em nanossatélites.

5.1 TRABALHOS FUTUROS

Como recomendação para trabalhos futuros, indica-se:

- Implementar um sistema de refrigeração mais robusto, com nitrogênio líquido como refrigerante, permitindo temperaturas mais baixas na *shroud* e uma condição de radiação mais próxima da realidade;
- Aprofundar a análise experimental de desempenho térmico e elétrico de painéis solares em diferentes órbitas terrestres, simuladas em câmara vácuo-térmica com conjunto de LEDs calibrados usando o modelo SVM;
- Empregar TEGs menores, mais leves e operantes em menores gradientes de temperatura, aumentando a geração de energia sem adição de massa e volume significativos;
- Investigar a aplicabilidade de diferentes fluidos de trabalho nos tubos de calor dobrados, visando maximizar o número de mérito para a faixa de temperatura operacional dos CubeSats;
- Analisar diferentes configurações e materiais para radiadores, a fim de maximizar a emissividade do componente, e melhorar a dissipação de calor para o ambiente.

REFERÊNCIAS

- AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **CDR do nanossatélite Catarina A2 marca avanço no Programa Constelação Catarina**. 2024. Disponível em: <https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/cdr-do-nanossatelite-catarina-a2-marca-avanco-no-programa-constelacao-catarina>. Acesso em: 13 dez 2024.
- ANGRIST, S. W. **Direct energy conversion**. Boston: Allyn and Bacon, 1982.
- ANYSOLAR. **IXOLAR High Efficiency SolarMD**. Yongin-si, 2021.
- BECQUEREL, A. E. Mémoire sur les effets électriques produits sous l'influence des rayons solaires. **Comptes Rendus de l'Academie des Sciences**, v. 9, p. 561–567, 1839.
- CHEN, J.; CHOU, J. The length and bending angle effects on the cooling performance of flat plate heat pipes. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, v. 90, 2015.
- CHISABAS, R. S. S.; LOUREIRO, G.; LINO, C. O.; CANTOR, D. F. Method for cubesat thermal-vacuum cycling test specification. *In: Proceedings of the 47TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON ENVIRONMENTAL SYSTEMS*. Charleston, 2017.
- COLEMAN. **Balanças de Precisão 0,01g 600g BN600**. Santo André, 2024. Disponível em: <https://coleman.com.br/produtos/balancas-de-precisao-001g-coleman-bn600/>.
- DUNN, P. D.; REAY, D. A. **Heat Pipes**. Oxford: Pergamon, 1994.
- EDWARDS. **T-Station 75**. Crawley, 2011.
- EDWARDS. **APG100 Series Active Pirani Vacuum Gauges**. Burgess Hill, 2024.
- EDWARDS. **mXDS, nXDS and XDS Dry Scroll Pumps**. Burgess Hill, 2024.
- EKO INSTRUMENTS. **MS-60 Pyranometer**. San Jose, 2024.
- EUROPEAN SPACE AGENCY. **Large Space Simulator (LSS)**. 2024. Disponível em: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Test_centre/Large_Space_Simulator_LSS. Acesso em: 15 ago. 2024.
- EVANS, D. L.; FLORSCHUETZ, L. W. Cost studies on terrestrial photovoltaic power systems with sunlight concentration. **Solar Energy**, v. 19, 1977.
- FAGHRI, A. **Heat pipe science and technology**. Washington D.C.: Taylor & Francis, 1995.
- FAGHRI, A. Heat pipes: review, opportunities and challenges. **Frontiers in Heat Pipes**, v. 5, n. 1, p. 1–48, 2014.
- FLUKE. **Fluke 114, 115, 116 and 117 Digital Multimeters**. Everett, 2020.
- FORTESCUE, P.; SWINERD, G.; STARK, J. **Spacecraft systems engineering**. Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2011.

GERNER, H. J. van; BROUWER, H.; GROOT, Z. de; GUO, J. Water-filled heat pipes for cubesat thermal control. *In: Proceedings of the IOP CONFERENCE MATERIALS SCIENCE AND ENGINEERING*. Pisa: IOPScience, n. 1139, 2021.

GILMORE, D. G. **Spacecraft thermal control handbook**. Reston: American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2002.

GREEN LANTERN FACTORY. **LED módulo branco frio**. Guangdong, 2024. Disponível em: <https://portuguese.alibaba.com/product-detail/cob-chip-aluminum-PCB-board-ac-60697042896.html>.

HEIDT, H.; PUIG-SUARI, J.; MOORE, A. S.; NAKASUKA, S.; TWIGGS, R. J. Cubesat: a new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation. *In: Proceedings of the SMALL SATELLITES CONFERENCE*, 2000. Logan: AIAA/USU, n. 14, 2000.

HUEN, P.; DAOUD, W. A. Advances in hybrid solar photovoltaic and thermoelectric generators. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**, v. 72, p. 1295–1302, 2017.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **CBERS 04A**. 2019. Disponível em: <http://www.cbbers.inpe.br/sobre/cbbers04a.php>. Acesso em: 10 nov. 2023.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **Montagem, Integração e Testes de Satélites**. 2024. Disponível em: https://www.lit.inpe.br/pt-br/montagem_integracao_e_testes_de_satelites. Acesso em: 08 maio 2024.

JANSON, S. W. 25 years of small satellites. *In: Proceedings of the SMALL SATELLITES CONFERENCE*, 2011. Logan: AIAA/USU, n. 25, 2011.

JANZER, K.; KILLIAN, M.; LANGER, M.; KREJCI, D.; REISSNER, A. Thermal control of higher power applications on cubesats. *In: Proceedings of the INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS*, 2018. Bremen: International Astronautical Federation, n. 69, p. 2–16, 2018.

JEON, J.; LEE, S.; YOON, S.; SEON, J.; JIN, H.; LEE, D.; LIN, R. P. Construction of a thermal vacuum chamber for environment test of triple cubesat mission trio-cinema. **Journal of Astronomy and Space Sciences**, Korean Space Science Society, v. 30, n. 4, p. 335–344, 2013.

JOO, H.-J.; KWAK, H.-Y. Experimental analysis of thermal performance according to heat pipe working fluids for evacuated tube solar collector. **Heat and Mass Transfer**, v. 53, p. 1–9, 2017.

KUMAR, M. S.; BALASUBRAMANIAN, K. R.; MAHESWARI, L. Effect of temperature on solar photovoltaic panel efficiency. **International Journal of Engineering and Advanced Technology**, Bhopal, p. 1–3, 2019.

LANGER, G.; BÄRTLING, Y.; SCHMIEL, T. Somp2b scientific nanosatellite of tu dresden: operation and first results. **CEAS Space Journal**, 2023.

LAUDA. **LAUDA Proline**. Lauda-Königshofen, 2024.

LINCOT, D. The new paradigm of photovoltaics: From powering satellites to powering humanity. **Comptes Rendus Physique**, v. 18, p. 381–390, 2017.

MENESES-RODRÍGUEZ, D.; HORLEY, P. P.; GONZÁLEZ-HERNÁNDEZ, J.; VOROBIEV, Y. V.; GORLEY, P. N. Photovoltaic solar cells performance at elevated temperatures. **Solar Energy**, Amsterdam, v. 78, n. 2, p. 243–250, 2005.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **What are SmallSats and CubeSats?** 2023. Disponível em: <https://www.nasa.gov/what-are-smallsats-and-cubesats>. Acesso em: 30 out. 2023.

NATIONAL INSTRUMENTS. **NI-9205 and sbRIO-9205 Specifications**. Austin, 2024. Disponível em: <https://www.ni.com/docs/en-US/bundle/ni-9205-specs/page/specs.html#note-d787e659>.

NATIONAL INSTRUMENTS. **NI-9214 Specifications**. Austin, 2024. Disponível em: <https://www.ni.com/docs/en-US/bundle/ni-9214-specs/page/specs.html>.

OSTRUFKA, A.; FILHO, E.; BORBA, A.; SPENGLER, A.; POSSAMAI, T.; PAIVA, K. Experimental evaluation of thermoelectric generators for nanosatellites application. **Acta Astronautica**, v. 162, p. 32–40, 2019.

PAIVA, K. V. **Desenvolvimento de novas tecnologias para minitubos de calor**: Análise teórica e experimental. 2011. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) — Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2011.

PAIVA, K. V. D.; MANTELLI, M. B. H.; SLONGO, L. K.; GOHR, R.; NICOLAU, V. B. Experimental tests of wire mini heat pipe under microgravity conditions aboard suborbital rockets. In: **Proceedings** of the 9TH INTERNATIONAL HEAT PIPE SYMPOSIUM, 2008. Kuala Lumpur, Malaysia: Monash University, p. 1–7, 2008.

PARKER, K. Some experiences of thermal vacuum testing of spacecraft mechanisms. **Vacuum**, v. 37, n. 3, p. 303–307, 1987.

RAUSCHENBACH, H. S. **Solar cell array design handbook**. Pasadena: Jet Propulsion Laboratory, 1976.

SEEBECK, T. Magnetische polarisation der metalle und erze durch temperatur-differenz. **Abhandlungen der Königlich Preussischen Akademie der Wissenschaften**, v. 265, 1823.

SWARTWOUT, M. Cheaper by the dozen: the avalanche of rideshares in the 21st century. In: **Proceedings** of the AEROSPACE CONFERENCE, 2013. Big Sky: IEEE, p. 1–12, 2013.

SWARTWOUT, M. **CubeSat Census**. 2023. Disponível em: <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/cubesat-database/census>. Acesso em: 17 nov. 2023.

TDK-LAMBDA. **Genesys Programmable DC Power Supplies 750W/1500W in 1U**. Madrid, 2024.

TRITT, T. M.; BÖTTNER, H.; CHEN, L. Thermoelectrics: Direct solar thermal energy conversion. **MRS Bulletin**, v. 33, 2008.

TXL GROUP. **TXL-127-25Q**. El Paso, 2017.

UWAROWA, I.; JAWORSKI, M. Potential use of thermoelectric generators for small satellites missions. In: **Proceedings** of the 67TH INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS. Guadalajara, 2016.

VERTAT, I.; VOBORNIK, A. Efficient and reliable solar panels for small cubesat picosatellites. **International Journal of Photoenergy**, London, p. 1–8, 2014.

WYSOCKI, J. J.; RAPPAPORT, P. Effect of temperature on photovoltaic solar energy conversion. **Journal of Applied Physics**, Melville, v. 31, n. 3, p. 571–578, 1960.

YILDIRIM, R.; YILDIZ, A.; ÖZSOY, A. Influence of fluid charge rate on gravity assisted heat pipe performance at low temperatures. **Journal of Applied Sciences of Mehmet Akif Ersoy University**, v. 2, 2018.

ZHAO, H.; WNAG, H.; ZHANG, H. Heat pipe bending effect on cooling effectiveness in electrical machines. **IEEE Transactions on Energy Conversion**, v. 38, 2023.

APÊNDICE A – ANÁLISE DE PROPAGAÇÃO DE INCERTEZAS

O método de propagação de incertezas utilizado neste trabalho segue o procedimento descrito em Paiva (2011). As componentes δX , apresentadas nos equacionamentos a seguir, representam a incerteza individual de cada equipamento, cujos valores constam na Tabela 8, e as componentes $\frac{\partial Y}{\partial X}$ representam as derivadas das funções nos instantes analisados. Como a determinação dos valores dessas derivadas não é uma tarefa trivial quando são analisados múltiplos pontos ao longo de um experimento, todos os cálculos deste trabalho foram realizados com o auxílio do software EES.

Os cálculos de taxa de transferência de calor aplicados aos tubos de calor e de potência gerada pelo painel solar e pelos TEGs são realizados por meio da Equação 22, e a propagação da incerteza é realizada pela Equação 24, na qual δV é a incerteza da tensão e δI da corrente, ambas 1%.

$$P = V \cdot I \quad (22)$$

$$\delta P^2 = \left(\frac{\partial P}{\partial V} \delta V \right)^2 + \left(\frac{\partial P}{\partial I} \delta I \right)^2 \quad (23)$$

$$\delta P = \left[(I \cdot \delta V)^2 + (V \cdot \delta I)^2 \right]^{1/2} \quad (24)$$

Conforme apresentado na seção 3.1.4 - Metodologia de Análise experimental do tubo de calor, a resistência térmica dos tubos de calor pode ser calculada pela Equação 25.

$$R_t = \frac{T_{evap} - T_{cond}}{\dot{Q}} \quad (25)$$

A incerteza propagada da resistência térmica é calculada a partir da Equação 27. Nesta equação, δT representa a incerteza relativa à medição de temperatura (1 °C) e $\delta \dot{Q}$ a incerteza relativa à taxa de transferência de calor aplicado por meio de um aquecedor de resistência, que pode ser calculada conforme Equação 24 apresentada anteriormente.

$$\delta R^2 = \left(\frac{\partial R}{\partial T_{evap}} \delta T_{evap} \right)^2 + \left(\frac{\partial R}{\partial T_{cond}} \delta T_{cond} \right)^2 + \left(\frac{\partial R}{\partial \dot{Q}} \delta \dot{Q} \right)^2 \quad (26)$$

$$\delta R = \left[\left(\frac{1}{\dot{Q}} \cdot \delta T_{evap} \right)^2 + \left(\frac{1}{\dot{Q}} \cdot \delta T_{cond} \right)^2 + \left(\frac{T_{cond} - T_{evap}}{\dot{Q}^2} \cdot \delta \dot{Q} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (27)$$

O cálculo de eficiência de conversão energética do painel solar, apresentado na seção 2.2.1 - Fundamentação Teórica de Painéis Fotovoltaicos, é feito com a Equação 28, e a incerteza propagada é calculada por meio da Equação 30, na qual δP é a incerteza da potência gerada pelo painel, obtida por meio da Equação 24, $\delta Irrad$ é a incerteza da irradiância incidente, considerada igual à incerteza de leitura do piranômetro (0,77%), e

δA_{painel} é a incerteza da área do painel, calculada a partir da incerteza de um paquímetro digital utilizado pelo fabricante para medição ($\pm 0,01\text{mm}$).

$$\eta = \frac{P_{painel}}{P_{solar}} = \frac{P}{Irrad \cdot A_{painel}} \quad (28)$$

$$\delta\eta^2 = \left(\frac{\partial\eta}{\partial P}\delta P\right)^2 + \left(\frac{\partial\eta}{\partial Irrad}\delta Irrad\right)^2 + \left(\frac{\partial\eta}{\partial A_{painel}}\delta A_{painel}\right)^2 \quad (29)$$

$$\delta\eta = \left[\left(\frac{1}{Irrad \cdot A_{painel}}\delta P\right)^2 + \left(\frac{-P}{Irrad^2 \cdot A_{painel}}\delta Irrad\right)^2 + \left(\frac{-P}{Irrad \cdot A_{painel}^2}\delta A_{painel}\right)^2 \right]^{1/2} \quad (30)$$