



UNIVERSIDADE FEDERAL DO MARANHÃO - UFMA
CENTRO DE CIÊNCIAS EXATAS E TECNOLOGIA - CCET
REDE NORDESTE DE ENGENHARIA AEROESPACIAL - RNA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

André Luís Rodrigues Santana

SIMULAÇÃO TÉRMICA E GERAÇÃO DE ENERGIA DE UM CUBESAT

São Luís/MA

2023

André Luís Rodrigues Santana

SIMULAÇÃO TÉRMICA E GERAÇÃO DE ENERGIA DE UM CUBESAT

Dissertação de Mestrado submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial (PP-GAERO), da Universidade Federal do Maranhão para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Aeroespacial.

Orientador: Prof. Dr. Francisco das Chagas de Souza

Coorientador: Prof. Dr. Edemar Morsch Filho

São Luís/MA

2023

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

Santana, André Luís Rodrigues.

SIMULAÇÃO TÉRMICA E GERAÇÃO DE ENERGIA DE UM CUBESAT /
André Luís Rodrigues Santana. - 2023.
159 p.

Coorientador(a): Edegar Morsch Filho.

Orientador(a): Francisco das Chagas de Souza.

Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-graduação em
Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal do Maranhão,
São Luís/MA, 2023.

1. CubeSat. 2. Gerador Termoelétrico. 3. Simulação
de Potência. 4. Simulação Térmica. 5. Tubo de calor. I.
Filho, Edegar Morsch. II. Souza, Francisco das Chagas de.
III. Título.

André Luís Rodrigues Santana

SIMULAÇÃO TÉRMICA E GERAÇÃO DE ENERGIA DE UM CUBESAT

O presente trabalho em nível de mestrado foi avaliado e aprovado por banca examinadora composta pelos seguintes membros:

Prof. Dr. Francisco das Chagas de Souza
Universidade Federal do Maranhão
(Orientador)

Prof. Dr. Edemar Morsch Filho
Universidade Estadual Paulista
(Coorientador)

Prof. Dr. Edvan Moreira
Universidade Estadual do Maranhão
(Membro Interno)

Prof. Dr. Ginalber Luiz de Oliveira Serra
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Maranhão
(Membro Externo)

Certificamos que esta é a **versão original** da dissertação de mestrado a qual foi julgada adequada em 28 de Fevereiro de 2023 para obtenção do título de mestre em Engenharia Aeroespacial

Dedico este trabalho a Deus e, aos meus pais Ademir e Célia,
pela compreensão nas horas de ausência.

Agradecimentos

Deixo aqui os meus sinceros agradecimentos àqueles que contribuíram para a realização deste trabalho de pesquisa, em especial: As orientações do Prof. Dr. Edemar Morsch Filho e Prof. Dr. Francisco das Chagas de Souza.

À coorientação, apoio e sugestões do Prof. Dr. Edemar Morsch Filho. O sucesso desta pesquisa deve-se, em grande parte, as orientações e ideias do Prof. Edemar.

A Deus, pelas oportunidades que me foram dadas para a conclusão deste trabalho de pesquisa.

Eu sei que tudo quanto Deus faz durará eternamente;
nada se lhe deve acrescentar, e nada se lhe deve tirar;
e isto faz Deus para que haja temor diante dele.

Eclesiastes 3:14

Resumo

CubeSat é um satélite padrão baseado nas dimensões de um cubo com $10 \times 10 \times 10$ cm, a respeito do qual a academia e indústria já realizaram várias missões de sucesso na última década e ainda apresentam significativo potencial de crescimento nos próximos anos. No espaço, esses pequenos satélites devem sobreviver no ambiente de vácuo, com intensa variação de temperatura e gradiente térmico, normalmente acima de 60°C e, em alguns minutos, abaixo de -30°C . Um dos subsistemas críticos do CubeSat é o controle térmico, que mantém a estabilidade da temperatura entre as faixas operacionais dos subsistemas. Outro subsistema, igualmente, crítico é o sistema de potência, responsável pela geração de energia elétrica utilizada durante a órbita. Esta dissertação se concentra na simulação térmica e de potência de um CubeSat 1U típico. A simulação de transferência de calor divide-se entre os modelos de irradiância e térmico. O modelo de irradiância determina a magnitude das fontes de calor, as quais são constituídas pela radiação solar, albedo, e emissão infravermelho da terra; tais fontes dependem do modelo de atitude (apontamento do CubeSat), órbita (dinâmica orbital), e altitude (distância vertical). A partir da variação do modelo, investiga-se diferentes cenários térmicos enfrentados pelo CubeSat ao longo da órbita. Em seguida, para investigar a transferência de calor no espaço, um modelo térmico baseado no Método dos Volumes Finitos (FVM) é estruturado, utilizando o modelo de irradiância como condição de contorno nas superfícies externas do painel solar. No total, cinco órbitas são simuladas: máxima exposição solar com eclipse (MES-0), máxima exposição solar sem eclipse (MES-90), tombamento com eclipse ("*detumbling*" DET-0), tombamento sem eclipse ("*detumbling*" DET-90), e máxima exposição ao eclipse acoplado em um tubo de calor (MES-0-HP). Além disso, reconhecendo-se que o calor é uma fonte de energia, neste trabalho simula-se um gerador termoeletrico (TEG) acoplado ao CubeSat, avaliando o potencial do TEG para geração de energia. Os resultados indicam que os diferentes cenários da órbita impactam a geração de energia e controle térmico do CubeSat, sendo essencial à previsão das condições térmicas para o projeto de pequenos satélites. Durante as simulações térmicas, considera-se no modelo um tubo de calor (HP) entre os painéis solares, melhorando a geração de energia e desempenho do painel fotovoltaico e gerador termoeletrico, em comparação com simulações sem o tubo de calor. Entretanto, as simulações mostram que a potência do gerador termoeletrico ainda é baixa. Ademais, as simulação evidenciam o impacto das resistências de contato (RTC) sob a temperatura e geração de energia do CubeSat.

Palavras-chave: CubeSat. Gerador Termoeletrico. Simulação de Potência. Simulação Térmica. Tubo de Calor.

Abstract

CubeSat is a standard satellite based on the dimensions of a cube with $10 \times 10 \times 10$ cm, about which academia and industry have already carried out several successful missions in the last decade and still have significant growth potential in the coming years. In space, these small satellites must survive in the vacuum environment, with intense temperature variation and thermal gradient, usually above 60°C and, in a few minutes, below -30°C . One of the critical subsystems of CubeSat is thermal control, which maintains temperature stability between the operational bands of the subsystems. Another equally critical subsystem is the power system, responsible for generating electrical energy used during the orbit. This dissertation focuses on the thermal and power simulation of a typical CubeSat 1U. The heat transfer simulation is divided between the irradiance and thermal models. The irradiance model determines the magnitude of heat sources, which are made up of solar radiation, albedo, and infrared emission from the earth; such sources depend on the attitude model (Pointing of CubeSat), orbit (orbital dynamics), and altitude (vertical distance). From the variation of the model, different thermal scenarios faced by CubeSat along the orbit are investigated. Then, to investigate heat transfer in space, a thermal model based on the Finite Volumes Method (FVM) is structured, using the irradiance model as a contour condition on the external surfaces of the solar panel. In total, five orbits are simulated: maximum solar exposure with eclipse (MES-0), maximum sun exposure without eclipse (MES-90), detumbling with eclipse (DET-0), detumbling without eclipse (DET-90), and maximum exposure to the eclipse coupled to a heat tube (MES-0-HP). In addition, recognizing that heat is an energy source, this work simulates a thermoelectric generator (TEG) coupled to the CubeSat, evaluating the potential of TEG for power generation. The results indicate that the different scenarios of the orbit impact the power generation and thermal control of CubeSat, being essential to predict the thermal conditions for the design of small satellites. During thermal simulations, a heat tube (HP) between solar panels is considered in the model, improving the power generation and performance of the photovoltaic panel and thermoelectric generator, compared to simulations without the heat pipe. However, the simulations show that the power of the thermoelectric generator is still low. In addition, the simulations show the impact of contact resistances (RTC) on the temperature and power generation of CubeSat.

Keywords: CubeSat. Thermoelectric Generator. Power Simulation. Thermal Simulation. Heat Pipe.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Nanossatélites lançados em categoria de instituições.	22
Figura 2 – Dimensões do padrão CubeSat.	23
Figura 3 – Subsistemas de um satélite.	23
Figura 4 – Número aproximado de satélites em órbita por categoria.	24
Figura 5 – Curvas P-V de um painel fotovoltaico.	25
Figura 6 – Perfil de potência gerada e temperatura no nanossatélite.	26
Figura 7 – Principais efeitos termoeletricos.	27
Figura 8 – Estrutura do mapa sistemático.	34
Figura 9 – Processo de aplicação dos filtros durante a elaboração do mapa sistemático.	38
Figura 10 – Tipos e configurações de módulos termoeletricos atualmente.	39
Figura 11 – Razão da densidade de energia da irradiação solar para aproveitamento em sistemas TEG.	40
Figura 12 – Aplicações dos geradores termoeletricos em três categorias.	41
Figura 13 – Número de publicações de sistemas fotovoltaicos-termoeletricos hibridizados ao longo dos anos.	43
Figura 14 – Comparação da eficiência total entre o gerador totalmente híbrido e célula fotovoltaica simples.	44
Figura 15 – Tecnologias de conversão de energia solar.	44
Figura 16 – Forma comum de dissipadores de calor para o gerador termoeletrico.	50
Figura 17 – Esquema do comportamento do fluxo térmico em uma manta multicamada.	52
Figura 18 – Estrutura de pavio comum entre tubos de calor: sinterizado, malha e ranhurado.	53
Figura 19 – Principais áreas de pesquisa.	55
Figura 20 – Principais regiões de publicações dos autores.	56
Figura 21 – Principais periódicos fonte de publicação.	57
Figura 22 – Quantidade de publicações por ano ao longo da última década.	58
Figura 23 – Temperatura média em cada painel fotovoltaico durante 5 órbitas e ($\beta = 57^\circ$).	60
Figura 24 – Temperatura média em das placas PCB em função do tempo ($\beta = 57^\circ$).	60
Figura 25 – Fluxograma da simulação e modelagem térmica.	62
Figura 26 – Propostas de etapas para o controle térmico (TCS).	63
Figura 27 – Principio de funcionamento dos termopares do gerador termoeletrico.	65
Figura 28 – Esquema de um gerador solar híbrido termoeletrico-fotovoltaico acoplado termicamente.	66
Figura 29 – Diagrama de árvore entre as interdependências de transporte que compõem $\bar{Z}_T$	68
Figura 30 – Simulação térmica da distribuição de potência quando o lado quente e frio estão em 200 - 30°C.	69
Figura 31 – Linha do tempo do avanço dos valores de Z_T a base de $PbTe$	70

Figura 32 – Figura de mérito Z_T para os materiais termoelétricos tipo p e n	70
Figura 33 – Caracterização elétrica das curvas de potência, corrente e tensão.	72
Figura 34 – Princípio de funcionamento do HD em secções ao longo do tubo.	74
Figura 35 – Eixos do CubeSat.	76
Figura 36 – Modelo geométrico CubeSat e malha para solução do FVM.	77
Figura 37 – Diagrama e dimensão dos componentes internos do satélite.	78
Figura 38 – Transferência de calor em órbita.	80
Figura 39 – Circuito equivalente do gerador termoelétrico.	91
Figura 40 – Circuito equivalente do painel solar.	93
Figura 41 – modelo tridimensional e elementos internos do gerador termoelétrico.	98
Figura 42 – Esquema de fixação do tubo de calor entre os painéis solares para simulação térmica.	99
Figura 43 – Princípio da variação de temperatura entre a região de contato entre dois corpos.	100
Figura 44 – Fluxograma do processo de simulação térmica e elétrica.	102
Figura 45 – Fluxo de radiação total.	103
Figura 46 – Fluxo de radiação solar.	104
Figura 47 – Perfil de temperatura para o caso MES-0, no tempo $t = 1600$ s.	106
Figura 48 – Perfil de temperatura para o caso MES-0, no tempo $t = 3900$ s.	107
Figura 49 – Perfil de temperatura para o caso MES-90, no tempo $t = 1600$ s.	108
Figura 50 – Temperatura transiente no centro dos painéis solares.	109
Figura 51 – Temperatura transiente nas principais partes internas.	110
Figura 52 – Desempenho térmico do tubo de calor fixado entre o painel solar Y- e Y+ do CubeSat.	111
Figura 53 – Perfil de temperatura para o CubeSat com um tubo de calor conectando os painéis solares Y- e Y+, sob a atitude MES-0 em $t = 1600$ s.	112
Figura 54 – Faixas de temperatura estimadas pela simulação térmica (caixa azul) para cada domínio em comparação com as faixas de temperatura operacional dos subsistemas (caixas brancas) para diferentes modelos de atitude e órbita.	113
Figura 55 – Geração de energia pelo efeito fotovoltaico	114
Figura 56 – Geração de energia pelo efeito fotovoltaico	115
Figura 57 – Geração de energia pelo efeito fotovoltaico	116
Figura 58 – Comportamento térmico do TEG acoplado a simulação transiente do CubeSat na face T_c ligado ao HP.	117
Figura 59 – Distribuição de temperatura dos termopares quando o lado quente T_h e frio T_c estão em 285 - 281 [K].	118
Figura 60 – Potência máxima W_{max} para matriz de TEGs, em órbita MES-0 com HP.	119
Figura 61 – Potência elétrica simulada para um gerador termoelétrico acoplado ao Cube- Sat sem tubo de calor.	120

Figura 62 – Potência elétrica simulada para um gerador termoelétrico acoplado em um CubeSat, conectado em um tubo de calor entre as faces Y- e Y+.	121
Figura 63 – Caso 1: Temperatura transiente com $RTC = 2 \text{ W}^{-1}\text{m}^2\text{K}$ sem tubo de calor (HP).122	
Figura 64 – Caso 2: Temperatura transiente com $RTC = 2 \text{ W}^{-1}\text{m}^2\text{K}$ com tubo de calor (HP).	123
Figura 65 – Geração de energia pelo efeito fotovoltaico com $RTC = 2 \text{ W}^{-1}\text{m}^2\text{K}$	124
Figura 66 – Geração de energia pelo efeito fotovoltaico com $RTC = 2 \text{ W}^{-1}\text{m}^2\text{K}$	125

Lista de tabelas

Tabela 1	–	Elaboração das perguntas de pesquisa PG, PE e PC.	35
Tabela 2	–	<i>Strings</i> e sinônimos inseridos no mecanismos de busca.	36
Tabela 3	–	Bases de dados da pesquisa.	37
Tabela 4	–	Critérios de inclusão e exclusão.	37
Tabela 5	–	Desafios e limitações do controle térmico em CubeSats.	64
Tabela 6	–	Especificações de geradores termoelétricos utilizados no espaço.	71
Tabela 7	–	Estatística da malha do satélite e principais componentes.	78
Tabela 8	–	Propriedade térmicas e superficiais para as principais partes de um CubeSat.	82
Tabela 9	–	Entrada TLE para as órbitas.	95
Tabela 10	–	Média das dimensões do gerador termoelétrico investigado.	96
Tabela 11	–	Propriedades térmicas e materiais dos componentes do gerador termoelétrico.	97
Tabela 12	–	Parâmetros do modelo de painel solar.	100
Tabela 13	–	Faixas de temperatura operacional para um CubeSat.	112
Tabela 14	–	Valores de potência para cada caso.	117
Tabela 15	–	Valores de potência para cada caso, com $RTC = 2 \text{ W}^{-1}\text{m}^2\text{K}$	126

Lista de abreviaturas e siglas

ACS: Subsistema de Controle de Atitude

ADCS: Sistema de Determinação e Controle de Atitudes

AM1.5G: Espectro Padrão Global

CE: Critério de exclusão

CFD: Dinâmica dos Fluidos Computacional

CFD: Fluidodinâmica Computacional

CI: Critério de inclusão

COE: Departamento de energia dos Estados Unidos

COTS: Produtos Comerciais Prontos

CSD: Especificação de Design de CubeSat

CubeSat: Satélite em forma de Cubo

DET: Detumbling

EPS: Sistema de energia elétrica

EPS: Subsistema de Energia Elétrica

FEM: Método dos Elementos Finitos

FP: Fator de Potência

FVM: Método dos Volumes Finitos

GECS: Sistema de coordenadas equatoriais

GEO: Órbita Geoestacionária da Terra

HEO: Órbita Altamente Elíptica

HP: tubo de calor

HTEPV: Sistemas Híbridos Fotovoltaico - Termoelétrico

IR: Radiação Infravermelho

LEO: Órbita Terrestre Baixa

MEO: Órbita Terrestre de Altura Média

MES: Máxima exposição solar

MLI: Manta multicamada

MPC: Método de parâmetros concentrados

MVF: Método das diferenças finitas

NASA: National Aeronautics and Space Administration

OBC: Computador de bordo

OBDH: Controle a Bordo e Manipulação de Dados

PCB: Placa de Circuito Impresso

PCM: Materiais de mudança de fase

PE: Pergunta específica

PG: Pergunta geral

PC: Pergunta característica

PV: Célula Fotovoltaica

RET: Tecnologias de Energia Renovável

RTC: Resistência térmica e contato

RTG: Gerador termoelétrico de radioisótopo

STEG: Gerador Termoelétrico Solar

TCS: Controle Térmico Passivo

TEG: Gerador Termoelétrico

TEM: Módulos Termoelétricos

TEPS: Tubo de calor e dissipador de calor integrado

TT&C: Subsistema de Telemetria, Rastreamento e Controle

TTE: Gerador termoelétrico de dois estágios

UV: radiação ultravioleta

VHF-UHF: Transceptores e transmissores do satélite

Lista de símbolos

Bi_2Te_3	: Telureto de bismuto [-]
P_bTe	: Telureto de chumbo [-]
$\vec{j}$	: Densidade de corrente [A]
ΔU	: Variação de energia interna [J]
Q_{Int}	: Quantidade de calor absorvido no sistema termodinâmico [J]
W_{Int}	: Trabalho do sistema termodinâmico [W]
$\vec{E}$	: Campo elétrico [V/m]
$\vec{q}$	: Fluxo de calor [W/m ²]
$\dot{q}$	: Derivada temporal do fluxo de calor [-]
S_{eAB}	: Coeficiente de Seebeck [$\mu V/K$]
V	: Tensão elétrica [V]
S_{eA}, S_{eB}	: Condutores do efeito Seebeck[-]
π_A, π_B	: Condutores do efeito Peltier [-]
Z_T	: Figura de Mérito [-]
I	: corrente [A]
J^2	: Efeito joule [J]
τ	: Coeficiente de Thomson [K/Pa]
ρ	: Resistividade elétrica [Ω]
σ	: Condutividade elétrica [Ω]
k	: condutividade térmica [$Wm^{-1}.K^{-1}$]
ρ_p	: Termopar tipo p [-]
ρ_n	: Termopar tipo n [-]
n_{max}	: Máxima eficiência de conversão térmica [-]
n_{mp}	: Máxima eficiência energética [-]

η_{th}	: Eficiência de conversão térmica [-]
T_c	: Temperatura da fonte quente [K]
T_h	: Temperatura da fonte fria [K]
R_L	: Resistência externa [Ω]
R_{in}	: Resistência interna [Ω]
I	: Corrente do gerador termoelétrico [A]
V_n	: Tensão do gerador termoelétrico [V]
$\dot{W}_n$	: Potência do gerador termoelétrico [w]
V_{max}	: Tensão máxima do gerador termoelétrico [V]
I_{max}	: Corrente máxima do gerador termoelétrico [A]
$\dot{W}_{max}$	: Potência máxima do gerador termoelétrico [w]
$\dot{Q}_{Thomson}$	: Efeito Thomson [K/Pa]
$\dot{Q}_{peltier}$	: Coeficiente de Peltier [$\mu V/K$]
$\dot{Q}_h$	: Taxa de calor da fonte quente [$W/m.K$]
$\dot{Q}_c$	: Taxa de calor da fonte fria [$W/m.K$]
T_1^4, T_2^4	: Temperatura proporcional dos corpos negros [K]
T^4, T_∞^4	: Temperatura proporcional de um corpo negro e o espaço [K]
T	: Temperatura [K]
∇T	: Gradiente de temperatura [K]
Q	: Transferência de calor por radiação [W]
Q_k''	: Transferência de calor por condução [W/mK]
G_e	: Fluxo de radiação emitido pelo planeta em IR [W/m^2]
G_{sun}	: Fluxo de calor solar em 1 AU [W/m^2]
Q_{gen}	: Fluxo de calor gerado pelo CubeSat [W/m^2]
Q_{sun}	: Fluxo de radiação solar [W/m^2]
Q_{Alb}	: Fluxo de radiação solar refletida [W/m^2]

Q_{IR}	: Fluxo de radiação infravermelha [W/m^2]
Q_{out}	: Fluxo de radiação emitida pelo CubeSat [W/m^2]
ρ	: Densidade do material [kg/m^3]
c_p	: Calor específico do material [J/kgK]
$F_{k \rightarrow sun}$	: Ângulo de visão entre a superfície do CubeSat e o planeta [°]
$F_{k \rightarrow e}$	: Ângulo de visão entre a superfície do CubeSat em direção a Terra [°]
ζ	: Indica o estágio da órbita [-]
ε	: Emissividade [-]
α	: Absortividade [-]
ϕ	: Ângulo zênite [°]
β	: Ângulo solar [°]
i	: Inclinação da órbita [°]
Ω	: Ascensão reta do nó ascendente [°]
e	: Excentricidade [-]
ω	: Argumento do perigeu [°]
ν	: Anomalia verdadeira [°]
n	: Movimento médio [rev/dia].
D_U	: Modelo de diodo único [-]
I_{ph}	: Corrente fotogerada [A]
R_p	: Resistor bypass [Ω]
R_s	: Resistor em série [Ω]
I_D	: Inverso da corrente de saturação do diodo [-]
I_{Rp}	: Corrente do resistor paralelo [A]
I_{PV}	: Corrente do painel solar [A]
V_{PV}	: Tensão do painel solar [V]
V_B	: Tensão da bateria [V]

V_{sc}	: Tensão do silício cristalino [eV]
V_{CB}	: Tensão de circuito aberto [V]
I_{cc}	: Corrente de curto circuito [A]
ψ	: Paine solar [-]
ΔI_{cc}	: Variação da corrente de curto circuito [A]
T_{PV}	: Temperatura do paine solar [K]
I_{st}	: Corrente de saturação [A]
η_d	: Fator de idealidade do diodo [-]
q_{carga}	: Carga de elétrons [-]

Sumário

	Agradecimentos	5
	Resumo	7
	Abstract	8
	Lista de ilustrações	12
	Lista de Tabelas	13
	Lista de abreviatura e siglas	14
	Lista de símbolos	18
1	INTRODUÇÃO	22
1.1	Motivação	28
1.2	Objetivos	29
1.2.1	Objetivo geral	29
1.2.2	Objetivos específicos	29
1.3	Perguntas da Pesquisa	29
1.4	Justificativa	30
1.5	Principais Contribuições e Estrutura do Documento	30
1.5.1	Contribuições bibliográficas	32
2	CONCEPÇÃO DA BASE TEÓRICA	33
2.1	Estado da arte	33
2.1.1	Processo de pesquisa	35
2.1.2	Critérios de filtragem	37
2.1.3	Resultado das questões de pesquisa	39
2.1.3.1	PG1 - Quais as aplicações de geradores Termoelétricos?	39
2.1.3.2	PG2 - Qual a viabilidade de sistemas fotovoltaicos-termoelétricos?	42
2.1.3.3	PG3 - Fontes alternativas de energia são uma problemática para CubeSats?	45
2.1.3.4	PG4 - O controle térmico impacta a geração de energia em órbita?	46
2.1.3.5	PE1 - Quais os métodos de simulação numérica utilizados em nanossatélites?	47
2.1.3.6	PE2 - Quais tecnologias tem potencial para maximização da eficiência do TEG?	48
2.1.3.7	PE3 - Quais as tecnologias aplicadas para o controle térmico em CubeSats?	51
2.1.3.8	PC1 - Onde as pesquisas são publicadas?	55
2.1.3.9	PC2 - Qual é a quantidade de publicações por ano?	58

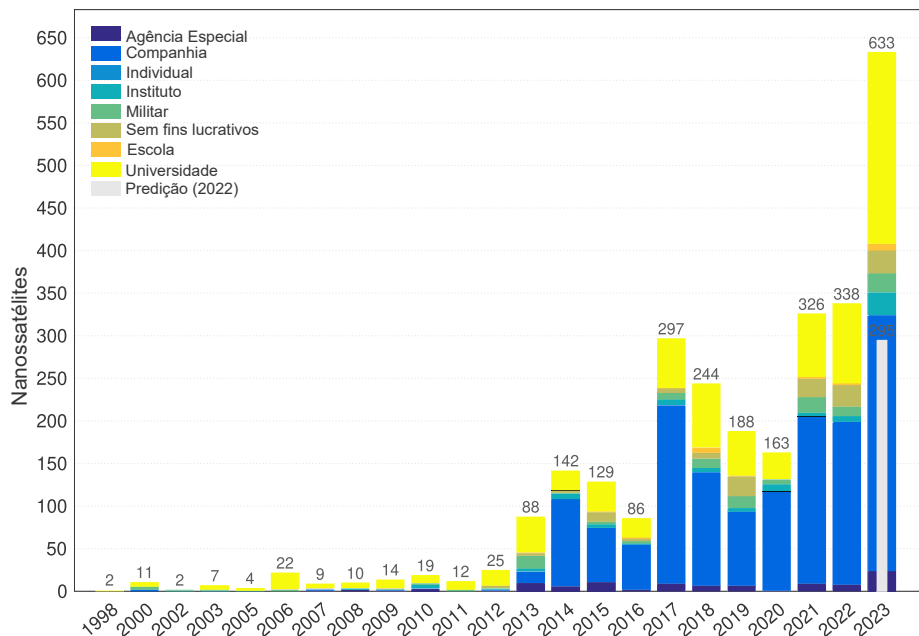
2.2	Simulações Térmicas em Nanossatélites	59
2.2.1	Subsistema de controle de temperatura	62
2.3	Geradores Termoelétricos	64
2.3.1	Geradores híbridos fotovoltaico -termoelétrico	65
2.3.2	Simulações térmicas no gerador termoelétrico	68
2.3.3	Materiais termoelétricos	70
2.3.3.1	Física dos materiais termoelétricos	71
2.3.4	Característica da curva de tensão e corrente	71
2.4	Heat Pipe (HP) na Recuperação de Calor e Energia	72
2.4.1	Tubo de calor em nanossatélites	73
2.4.1.1	Mini/Macro heat pipe	74
2.4.1.2	Estado da arte para HP em nanossatélites	75
3	FORMULAÇÃO DO PROBLEMA PARA O CUBESAT	76
3.1	Modelo Térmico	76
3.1.1	Domínio do problema	76
3.2	Modelagem Térmica	78
3.2.1	Transferência de calor por radiação	79
3.2.2	Transferência de calor por condução	79
3.2.3	Ambiente térmico espacial	79
3.2.3.1	Radiação solar	80
3.2.3.2	Albedo	81
3.2.3.3	Radiação do planeta	81
3.2.3.4	Radiação emitida pelo CubeSat	81
3.2.4	Equação da conservação da energia	81
3.2.4.1	Propriedades dos materiais	82
3.2.4.2	Critério de convergência da simulação térmica	82
3.3	Modelo Elétrico	83
3.3.1	Gerador termoelétrico	83
3.3.1.1	Figura de mérito	84
3.3.1.2	Efeito Seebeck	85
3.3.1.3	Efeito Peltier	86
3.3.1.4	Efeito Thomson	86
3.3.1.5	Relação de Thomson	86
3.3.1.6	Equação física dos geradores termoelétricos	87
3.3.1.7	Parâmetros de eficiência dos módulos termoelétricos	89
3.3.1.8	Parâmetros máximos de eficiência	90
3.3.2	Circuito equivalente do gerador termoelétrico	91
3.3.2.1	Condições de contorno para o gerador termoelétrico	92
3.3.3	Circuito equivalente do painel fotovoltaico	92

3.4	Casos Estudados	94
3.4.1	Elementos do gerador termoelétrico	96
3.4.1.1	Modelo tridimensional do TEG	97
3.4.2	Tubo de calor conectado ao CubeSat	99
3.4.3	Parâmetros do painel solar	100
3.4.4	Resistência térmica de Contato	100
3.5	Processo de Simulação Térmica e Elétrica	101
3.5.1	Configuração do hardware	101
4	RESULTADOS E ANÁLISE	103
4.1	Fluxo de Irradiância Total	103
4.1.1	Fluxo de irradiância solar	104
4.2	Campos de Temperatura	105
4.2.1	Temperatura tridimensional	105
4.2.2	Temperatura transiente	109
4.3	Tubo de Calor (HP)	111
4.4	Temperatura Operacional	112
4.5	Simulação de Potência	114
4.5.1	O impacto do eclipse	114
4.5.2	O impacto da atitude	115
4.5.3	O impacto do controle térmico	115
4.6	Gerador Termoelétrico	117
4.6.1	Comportamento elétrico	118
4.7	Ilustração do Impacto da Resistência Térmica	122
4.7.1	Influência na temperatura	122
4.7.2	Influência na Potência	124
5	CONCLUSÕES	127
5.1	Recomendações de Trabalhos Futuros	129
	REFERÊNCIAS	131
	APÊNDICE A – ALGORITMO DE POTÊNCIA PARA O CUBESAT	145
	APÊNDICE B – ALGORITMO DE POTÊNCIA PARA O TEG	151
	APÊNDICE C – ARTIGO PUBLICADO NA REVISTA IEEE EMBEDDED SYSTEMS LETTERS (ESL)	154

1 Introdução

A construção de satélites de grande e médio porte, com massas que variam de 500 a 1000 kg, requer grande mobilização, elevados investimentos, uma grande equipe técnica especializada e prazos longos, resultando em um projeto oneroso se comparado a categoria de pequenos satélites. Na última década observou-se um acelerado aumento no desenvolvimento de satélites de menor porte, principalmente da categoria de nanossatélites 1 a 10 kg e microssatélites 10 a 100 kg em universidades, escolas, companhias e setor militar. Atualmente, estima-se que mais de 500 nanossatélites já foram lançados, sendo que mais de 90% destes segue o padrão CubeSat. Cappelletti e Robson (2021) afirmam que as principais motivações que impulsionaram o crescimento e aplicação mundial dos nanossatélites são o resultado de fatores como a acessibilidade, baixo custo, padronização, tecnologia, empreendedorismo característico dos CubeSats. Inicialmente, foram elaborados buscando curtos prazos de desenvolvimento para qualificação de tecnologias espaciais inovadoras. A Figura 1 demonstra o crescimento dos nanossatélites entre categorias de instituições (PUIG-SUARI; TURNER; TWIGGS, 2001; MEHRPARVAR *et al.*, 2014; KULU, 2022; BATISTA, 2019; CONCEICAO, 2019).

Figura 1 – Nanossatélites lançados em categoria de instituições.

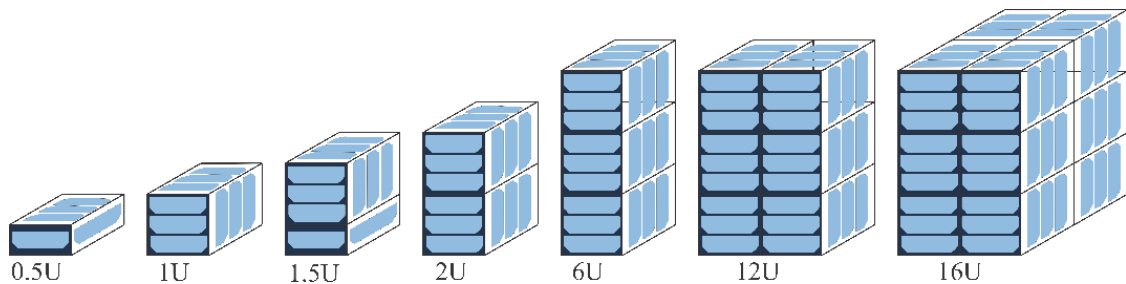


Fonte: Adaptado de Kulu (2022).

O CubeSat é um padrão estabelecido dentro da categoria de nanossatélites, criada pelos professores Jordi Puig-Suari e Twiggs em 1999, cujas principais características são as dimensões e o formato. Os CubeSats surgiram como uma ferramenta educacional para o meio universitário, tornando acessível o desenvolvimento, projeto e operação de um satélite ao longo da graduação

e pós-graduação dos estudantes. Com o tempo, o emprego de CubeSats também se difundiu para o setor privado, ocasionando o cenário atual em que há uma ampla aplicação em diferentes seguimentos e diversas missões (CAPPELLETTI; ROBSON, 2021). Os CubeSats têm como unidade padrão o 1U ($10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$), mas podem sofrer variações à partir deste tamanho básico, como demonstrado na Figura 2.

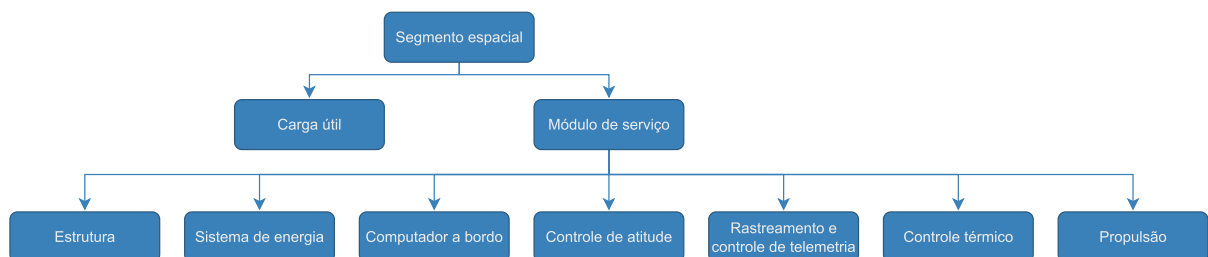
Figura 2 – Dimensões do padrão CubeSat.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Similar aos satélites de médio e grande porte, os CubeSats contém sistemas embarcados divididos em diversos módulos, conforme ilustrado na Figura 3. O sistema de Potência Elétrica (Electric Power System - EPS) alimenta todos os sistemas embarcados, ou seja, é responsável pela geração, controle, armazenamento e distribuição de energia. Na maioria dos casos são utilizando painéis fotovoltaicos para obter energia em órbita, além de baterias recarregáveis para armazenar o excedente produzido e uso durante a passagem do satélite pela sombra terrestre (BARROS, 2018).

Figura 3 – Subsistemas de um satélite.

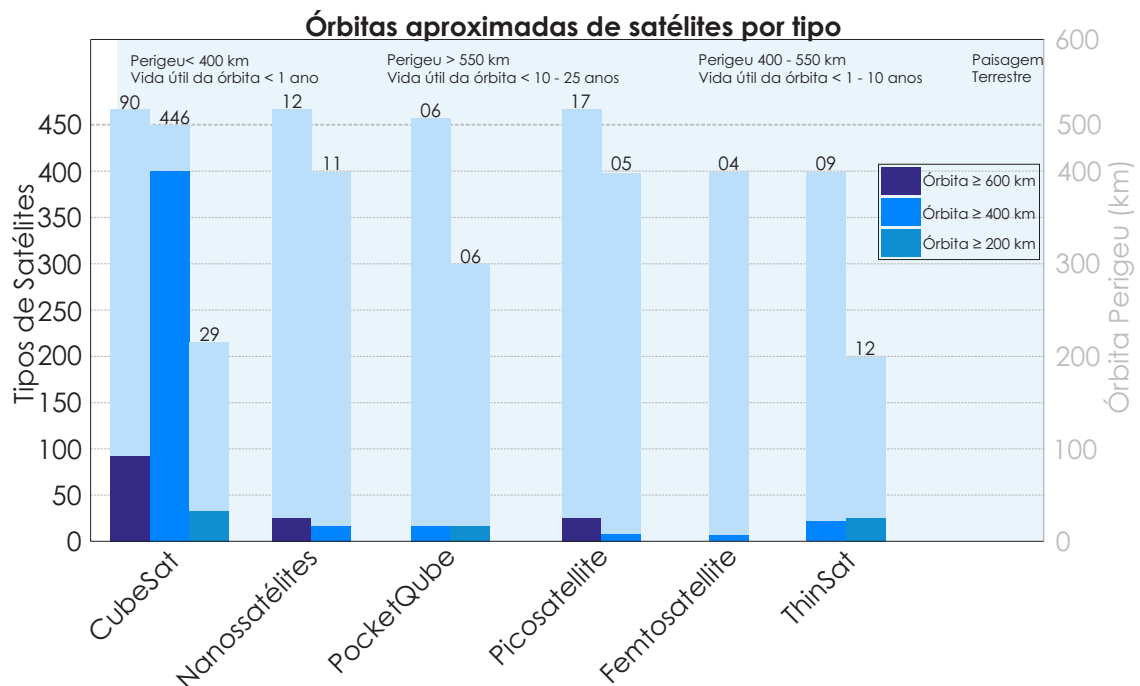


Fonte: Elaborado pelo autor.

O controle de atitude é responsável por orientar as principais estruturas da espaçonave com a precisão necessária, os subsistemas acoplados à estrutura necessitam que sejam apontadas em direções específicas, entre elas os painéis solares voltados para o sol, os radiadores térmicos apontados para o espaço profundo, as antenas voltadas para as estações terrestres e propulsores apontados para direção correta. A orientação necessária para o CubeSat é diretamente relacionada a um quadro referencial baseado na Terra, devendo se analisar a órbita, missão, os torques de perturbação como requisito para o apontamento. Enquanto a estrutura tem o objetivo de suportar as cargas estáticas e dinâmicas na fase de teste e lançamento, com ênfase no material, peso

mínimo e interações dinâmicas para uso no espaço, alcançando alta confiabilidade, o que torna a estrutura do satélite fortemente dependente de outros subsistemas como o controle térmico, altitude, comunicação e energia. O computador de bordo tem influência sobre a plataforma da espaçonave e cargas úteis, fornecendo o gerenciamento de dados associado à telemetria e operações de telecomando. O sensoriamento remoto e transmissão de dados da carga útil ou instrumento, geralmente, são baseados em uma arquitetura (On-board data handling – OBDH) clássica com um computador central conectado digitalmente (FORTESCUE; STARK, 2011).

Figura 4 – Número aproximado de satélites em órbita por categoria.



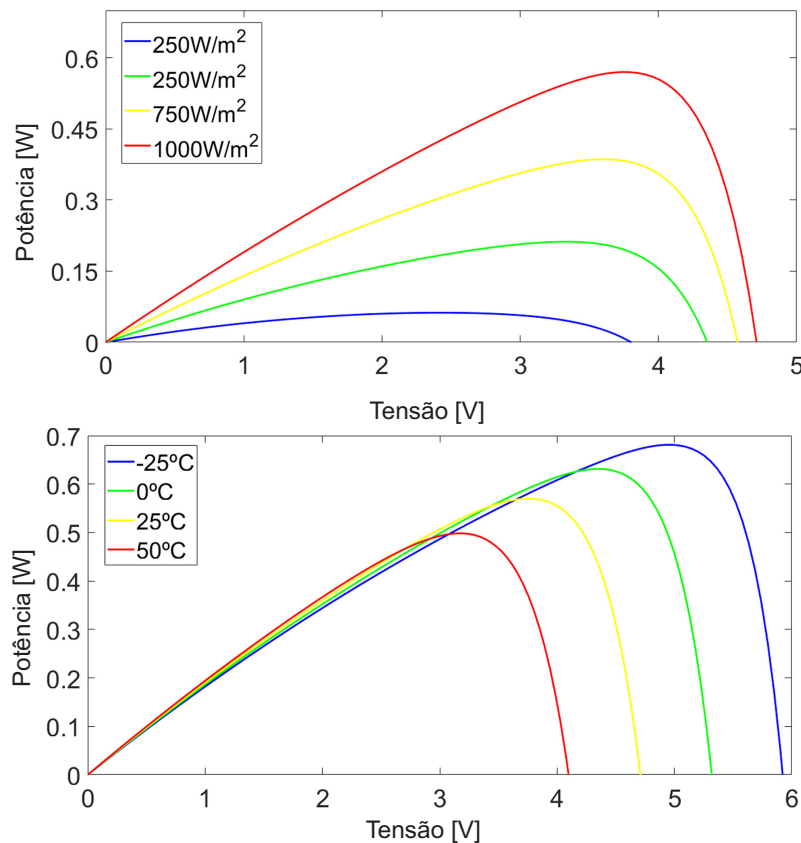
Fonte: Adaptado de Kulu (2022).

Conforme ilustrado na Figura 4, a maioria dos CubeSats se encontram abaixo de 600 km, onde a radiação solar é a principal fonte de energia, convertida em energia elétrica pelos painéis fotovoltaicos dispostos na superfície externa do satélite (BECKER *et al.*, 2016; OH; PARK, 2015). No entanto, as células fotovoltaicas utilizam somente uma fração do espectro de radiação solar incidente para gerar energia elétrica, próximo do ultravioleta e luz visível, sendo o comprimento de onda no infravermelho prejudicial para a sua operação. Isso ocorre, pois a porção do infravermelho até chega a ser absorvida pela superfície, mas promove o aquecimento das células, o que provoca uma redução na eficiência de conversão de energia. Na literatura são reportados decréscimos em torno de 0,5% na eficiência elétrica de conversão para cada 1°C de aumento na temperatura (DUBEY; TAY, 2013; MA *et al.*, 2015), sendo que, atualmente, a eficiência de conversão das células fotovoltaicas tradicionais para aplicações terrestres é de aproximadamente 12 a 18% (AGRAWAL; TIWARI, 2010), enquanto que aplicações espaciais chegam em torno de 30% ((NREL), 2022).

Curvas típicas do painel fotovoltaico são apresentadas na Figura 5, onde mostra-se a

relação entre potência (P) e tensão (V) para diferentes níveis de temperatura e intensidade do fluxo de radiação solar nas células. Percebe-se, portanto, que o ponto de máxima potência é inversamente proporcional à temperatura e diretamente proporcional à intensidade de radiação solar. Ou seja, elevados níveis de radiação solar e baixas temperaturas proporcionam uma eficiência maior para painéis fotovoltaicos. Entretanto, esta conclusão leva a um conflito de interesses, pois o desejo por elevados níveis de radiação, naturalmente, acarreta o aumento de temperatura, sendo, esta última, condição prejudicial para a operação das células.

Figura 5 – Curvas P-V de um painel fotovoltaico.

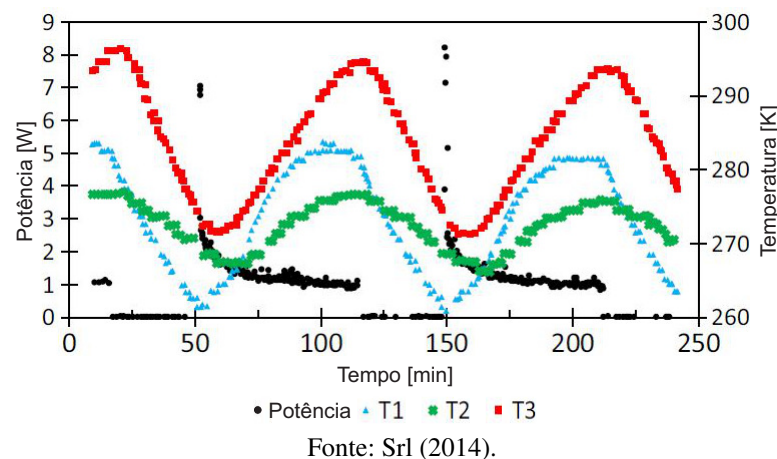


Fonte: Slongo *et al.* (2018).

Um exemplo típico da variação de temperatura de um satélite é mostrado na Figura 6. O padrão oscilatório, porém quase cíclico, ocorre em consequência da exposição ao Sol, que aquece as superfícies, seguida pelo eclipse da Terra, ocasião em que há o resfriamento. Para altitudes em torno de 500 km, o período orbital é de aproximadamente 100 minutos, sendo que aproximadamente 35 minutos podem ocorrer sob a sombra terrestre, dependendo da órbita e dia do ano. Inevitavelmente, no período em que o satélite permanece sob a sombra da Terra, a geração de energia pelas células solares pausa e as temperaturas mais baixas são alcançadas, consequência da ausência de radiação solar. Quando a geração de energia pelas células solares é comparada com o campo de temperatura, pode-se observar a relação da alta produção de energia associada às baixas temperaturas. O fenômeno do declínio do desempenho elétrico com

o aumento da temperatura tem sido amplamente discutido na literatura do ponto de vista da física. Gerenciar a temperatura nessas células expostas a condições de contorno dinâmicas em um ambiente espacial continua sendo uma questão desafiadora, ainda mais para espaços confinados como em CubeSats. Além disso, a maximização da geração de energia é de grande interesse para a comunidade de pequenos satélites porque permite realizar maior quantidade de tarefas em uma única plataforma orbital, especialmente em CubeSats onde a capacidade de energia é uma restrição crítica.

Figura 6 – Perfil de potência gerada e temperatura no nanossatélite.

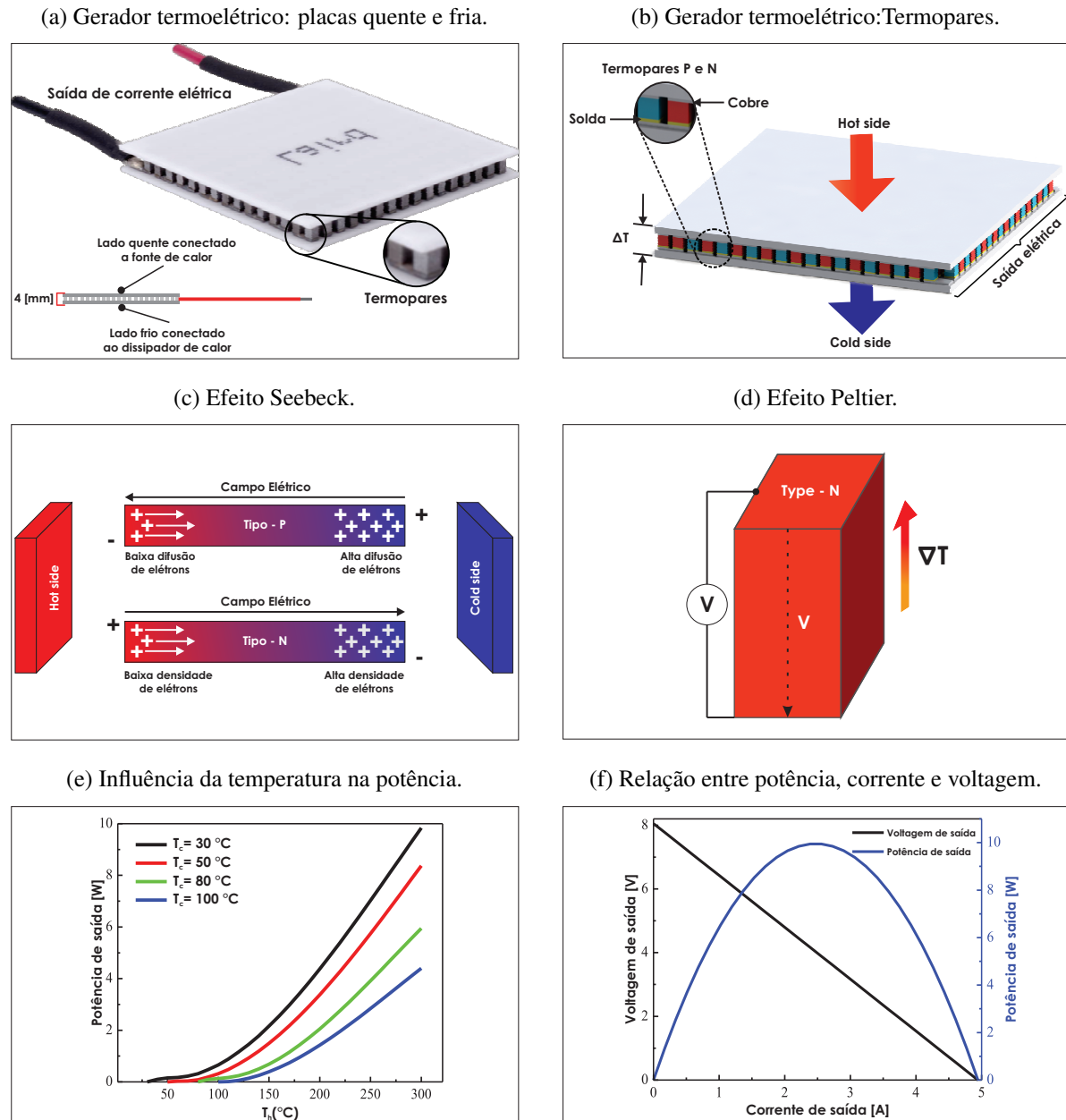


Reconhecendo que o calor é uma forma de energia, mas que precisa ser rejeitado quando se deseja maiores eficiências em células fotovoltaicas, surge o questionamento se é possível utilizar o calor disponível no satélite em um outro processo, simultâneo à geração pelo efeito fotovoltaico, aumentando a geração de energia no satélite como um todo.

Uma tecnologia utilizada para transformar calor em energia elétrica é chamada de Gerador Termoelétrico (Thermoelectric Generator - TEG), que consiste em um dispositivo mecânico sem partes móveis, baseado no efeito Seebeck (LEE, 2016a). O TEG, representado nas Figuras 7a e 7b possui diversos elementos semicondutores do tipo p e n dispostos no seu interior, e por meio de um fluxo de calor passando sobre eles, ou seja, sob um gradiente de temperatura, energia elétrica é gerada. O TEG pode produzir uma força eletromotriz, por meio, do efeito Seebeck, quando exposto a uma diferença de temperatura ou vice-versa, a partir do efeito Peltier quando exposto a uma tensão elétrica, conforme apresentado nas Figuras 7c e 7d. Normalmente, quando exposto a um gradiente de temperatura constante, o TEG apresenta um comportamento elétrico conforme ilustrado nas Figuras 7f e 7e. Satélites e espaçonaves maiores como Voyager, Pioneer, Galileo, Mars Science Laboratory e muitos outros já utilizaram essa tecnologia acoplada com materiais isótopos (Pu-238, por exemplo) e obtiveram resultados satisfatórios (TOHIDI; HOLAGH; CHITSAZ, 2022). O projeto de maximização da geração de energia através da gestão e conversão de calor é o contexto em que este projeto de dissertação está inserido.

O uso potencial de geradores termoelétricos para geração ou cogeração de energia remota,

Figura 7 – Principais efeitos termoeletricos.



Fonte: Adaptado de TEGpro (2023).

integrado em outros dispositivos são apenas algumas das aplicações atuais dos TEGs. Em razão de várias particularidades exclusivas dos geradores termoeletricos, como tecnologia de baixo investimento, em que não contém partes móveis, excluindo vibrações para estrutura do satélite, aproveitamento de calor operacional irradiado sobre os painéis solares, gestão térmica passiva, combinado com o tubo de calor (*heat pipe* - HP) e dimensões e massa reduzida, fatores relevantes na concepção de pequenos satélites.

A dissertação propõe um modelo tridimensional de um CubeSat 1U, em uma missão típica espacial em quatro diferentes configurações de órbita em máxima exposição solar (*maximum exposition to the sun* - MES) e tombamento (*detumbling* - DET), assim que o satélite

se separa do lançador. Portanto, considerando as irradiações externas sobre o painel solar, um modelo térmico é construído, aplicando-se as condições de contorno em uma simulação térmica transitória sobre o satélite e o gerador termoelétrico. Posteriormente, a modelagem elétrica do gerador e painel são estruturados, estimando parâmetros elétricos dos TEGs em diferentes configurações de órbita e posição para conversão de energia térmica. A maximização da geração de energia, depende de uma gestão térmica adequada, em que as temperaturas em órbita são avaliadas, assim como as repostas elétricas do painel solares em órbitas com e sem eclipse, caracterizando os casos frio e quente do CubeSat.

Ao final da pesquisa de dissertação, concluiremos e ilustraremos a influência da órbita sobre as temperaturas do CubeSat, e a relevância que o gerenciamento térmico tem sobre as faixas de temperatura operacionais dos subsistemas do satélite, e conseqüentemente para o projeto de pequenos satélites. Porém, outros objetivos não menos relevantes, conectados ao projeto térmico do satélite será investigado. Supostamente, conseguirá afirmar o potencial real do gerador termoelétrico como tecnologia de geração elétrica em CubeSats, a capacidade de gestão térmica do TEG combinado com o HP, e constatar as diferenças de geração de energia dos painéis solares em distintas órbitas e atitudes, comparando os dados de geração única para o satélite com o sistemas PV e combinado com o TEG (PV/TEG).

1.1 Motivação

Para Fortescue e Stark (2011), o ambiente espacial é extremo, característica da ausência de atmosfera circundante, vento solar e a irradiação emitida pelo sol. Sendo assim, os componentes do CubeSat estão expostos a faixas de temperaturas rigorosas que se tornam estreitas pelas limitações dos componentes internos como as células PV e baterias no qual podem ser danificadas permanentemente pelo frio ou calor extremo. A conversão de energia elétrica em calor entre os subsistemas e estrutura do satélite é resultado da operação dos subsistemas eletrônicos, no entanto, o aumento de temperaturas sobre todo o CubeSat tem como principal influência as irradiações do espaço. Sendo que a razão entre a radiação absorvida e emitida pelas superfícies do satélite é o principal condutor de temperatura da espaçonave.

O uso inteligente de energia e processos mais eficientes na operação de células solares são essenciais para alocar mais cargas úteis e aumentar a capacidade de tarefas em um satélite sem alterar seu tamanho. Uma dificuldade comum entre a maioria dos projetos de satélites, inclusive os de CubeSats, é justamente a restrição de energia, usualmente limitada pela conversão da radiação solar em energia elétrica por células fotovoltaicas. Os painéis solares geralmente estão fixos em cada uma das seis faces de um CubeSat 1U e, inevitavelmente, no máximo, apenas três deles podem estar expostos ao sol simultaneamente. Como relatado brevemente, há uma dependência entre eficiência do efeito fotovoltaico com a temperatura, razão pela qual é necessário considerar a troca de calor nos satélites quando se busca predições acerca do seu

balanço de energia elétrica. Como será relatado no próximo capítulo, existem poucos estudos nessa temática e, portanto, este objeto de estudo contribui para o estado da arte.

No desenvolvimento de um satélite são realizadas diversas simulações para diferentes cenários a fim de compreender e analisar o comportamento do satélite operando em órbita, o que permite a redução de falhas durante a operação (LANGER; BOUWMEESTER, 2016). Nesse sentido, a presente pesquisa visa modelar numericamente uma missão de CubeSat com foco na transferência de calor em órbita, acoplada ao sistema de geração de energia do satélite, visto que o gerenciamento térmico impacta diretamente na eficiência fotovoltaica de painéis solares e no desempenho de geradores termoeletrônicos.

1.2 Objetivos

1.2.1 Objetivo geral

O principal objetivo dessa pesquisa é simular numericamente a transferência de calor e geração de energia de uma missão típica de CubeSat em órbita, a fim de fornecer o seu desempenho elétrico e térmico.

1.2.2 Objetivos específicos

- Simular numericamente o campo de temperatura para uma geometria tridimensional de um CubeSat percorrendo uma órbita;
- Modelar o acoplamento térmico e elétrico dos painéis fotovoltaicos;
- Modelar o acoplamento térmico e elétrico de um TEG integrado ao CubeSat;
- Avaliar formas de gerenciamento térmico capazes de melhorar a capacidade de geração de energia do CubeSat.

1.3 Perguntas da Pesquisa

Esta pesquisa foi guiada pelas seguintes questões, que serão respondidas nos próximos capítulos, ao longo da sua execução:

- Pergunta de Pesquisa 1:
Outros CubeSats aumentaram a geração de energia através de um gerenciamento térmico adequado?
- Pergunta de Pesquisa 2:
Quais são as desvantagens da(s) arquitetura(s) proposta(s) voltada para o aumento na geração de energia de um CubeSat?

- Pergunta de Pesquisa 3:

Existem configurações de órbita e atitude em que o sistema proposto não produz melhorias?

1.4 Justificativa

O ambiente espacial apresenta simultaneamente um conjunto de características que são difíceis de reprodução em laboratório, como a microgravidade, um vácuo quase perfeito e elevados níveis de radiação. Todos estes fatores impactam diretamente na operação do satélite, como por exemplo na sua capacidade de geração de energia, que por sua vez afeta a capacidade de executar tarefas em órbita. CubeSats têm a característica de serem pequenos, portanto, a área disponível para alocar painéis solares é restrita, e o impacto de variações na geração de potência elétrica, seja por conta de irradiâncias ou temperaturas transientes, é igualmente crítica.

Os dados indicam que, atualmente, os CubeSats compõem uma parcela significativa dos projetos no setor aeroespacial, sendo amplamente adotado pela academia, indústria, institutos e setor militar. O elevado número de missões CubeSats deve permanecer nos próximos anos e, virtualmente, todas essas novas missões a serem desenvolvidas terão seus subsistemas avaliados por diferentes técnicas, inclusive simulações numéricas, com o intuito de reduzir a ocorrência de falhas após o lançamento.

Portanto, o tema proposto nesta pesquisa contribui no sentido de oferecer um modelo numérico, assim como, os respectivos resultados de temperatura e geração de energia obtidas pela ferramenta, para missões típicas de CubeSat, que pode auxiliar na seleção de componentes de uma nova arquitetura. Além disso, novas alternativas serão avaliadas visando o aumento na capacidade de geração de potência pelo CubeSat.

1.5 Principais Contribuições e Estrutura do Documento

Para desenvolver a pesquisa, o presente trabalho está organizado da seguinte forma:

- Capítulo 2: Consiste, inicialmente, na definição de um mapa sistemático dedicado a estabelecer o estado da arte. O delineamento do processo de pesquisado e descrito em três etapas: elaboração da pergunta de pesquisa; definição do processo de pesquisa; definição dos critérios de filtragem (inclusão e exclusão). As perguntas de pesquisa são divididas entre Perguntas Gerais (PG), Pergunta Específica (PE) e Pergunta característica (PC). Resultando na captação e análise de novidades e diferenciais para temática da dissertação, diminuindo as incertezas de uma pesquisa única. Abordando uma perspectiva da relevância e potencialidade da simulação térmica para CubeSats, integrando tecnologias como o gerador termoelétrico e tubo de calor (heat pipe - HP).

- Capítulo 3: Aborda a metodologia, divisão entre a modelagem térmica e elétrica do satélite. A modelagem térmica sustenta todos os parâmetros necessários para simulação térmica transitória de uma órbita típica do CubeSat 1U. O domínio do problema e a geometria dos componentes do satélite são definidos, a malha que discretiza o CubeSat, é uma malha em grade estruturada contendo multiblocos entre as estruturas do satélite. O balanço de energia, que rege os princípios de transferência de calor no espaço, é determinado, assim como as formas predominantes de transferência térmica (radiação e condução). A partir do modelo geométrico, em que o CubeSat comporta 6 painéis solares externos, são determinadas as condições de contorno de irradiância (radiação solar, albedo, e IR). O fluxo de irradiação, depende das condições de contorno da órbita, em que a órbita, posição do sol, ângulo solar e atitude do satélite são calculados. Por fim, os casos de estudo são apresentados, e os critérios para modelagem elétrica do gerador termoeletrico e painel fotovoltaico são determinados
- Capítulo 4: Os resultados das simulações transitórias térmicas e modelagem elétrica do gerador termoeletrico e painel solar, sobre o CubeSat 1U são ilustrados. Inicialmente, as simulações térmicas avaliam a influências das transferências de calor por radiação (solar, albedo e IR) sobre os painéis solares em um cenário quente, em que o satélite realiza a colheita de energia, e frio em que o satélite recebe valores insignificantes de radiação, sobre o eclipse. As simulações evidenciam as diferentes faixas de temperatura entre as alternativas de órbita de uma missão espacial, considerando uma maior geração de energia ou conservação dos painéis solares mantendo períodos controlados de exposição solar. O FVM e o método que rege as discretizações e solução do domínio (CubeSat), em que não se deve ignorar as condições de convergência e adaptação da malha. Atestando a fidelidade dos resultados baseados em modelos numéricos para prever as temperaturas. O capítulo, também aborda as possibilidades de integração entre o gerador termoeletrico (TEG), os painéis solares, e o tubo de calor (HP) para gestão térmica adequada do satélite, geração de energia adicional e aproveitamento de calor operacional. O HP tem o papel de conduzir o fluxo térmico irradiado entre os painéis solares, conectado à face oposta do PV, na blindagem o HP propicia a condução térmica entre faces mais quentes com mais frias do satélite. Tal aplicação favorece a utilização em conjunto com o TEG, que se encontra com o lado quente acoplado na blindagem do PV de maior temperatura, carregando ao lado oposto frio uma conexão com o HP para dissipação de calor e aumento do gradiente de temperatura e eficiência.
- Capítulo 5: Encerrando com as principais conclusões sobre as simulações térmicas em pequenos satélites utilizando um método numérico (FVM) para estimação das temperaturas. As potencialidades do TEG para geração de energia adicional, as configurações entre o TEG e HP para maximização da eficiência e controle térmico. Assim como considerações para trabalhos futuros sobre as resistências térmicas de contato entre os componentes

do satélite, técnicas ou métodos para aumentar os gradientes de temperatura do TEG, e apontar configurações entre o PV e TEG com maior relevância.

1.5.1 Contribuições bibliográficas

- SANTANA, A. L. R.; FILHO, E. M.; SOUZA, F. d. C. de; SEMAN, L. O. Power simulation of a cubesat: influence of orbit, attitude and thermal control. IEEE Embedded Systems Letters, p. 1–1, 2023. ISSN 1943-067. Qualis A2 (Aceito).

Abstract: CubeSats must endure the extreme temperature and radiation changes that are a result of the environment in orbit. The power system of CubeSats, which produces the electrical energy required to carry out the activities, is a crucial component. The photovoltaic effect, a phenomenon whose maximum power point decreases as temperature rises while the peak rises with solar radiation intensity rises, is used by the majority of satellites, including CubeSats, to convert solar radiation into electrical energy. High temperatures should be avoided since they decrease the effectiveness of this photovoltaic phenomenon, whereas high solar radiation levels are required to produce more energy. This study evaluates a simulation of a CubeSat 1U with solar panels mounted on all of its faces to examine the impact of orbit, attitude, and temperature management on power generation. The outcomes show that higher performance may be obtained by carefully choosing these factors.

2 Concepção da Base Teórica

O presente capítulo demonstra a perspectiva atual das simulações térmicas em pequenos satélites, geradores termoelétricos e as formas de transferência de calor predominantes no espaço. As trocas térmicas entre o CubeSat e o espaço profundo necessita de técnicas e ferramentas para o controle térmico e predição dos perfis de temperatura do satélite, que é demonstrado na presente secção. A energia térmica transferida entre os componentes do CubeSat podem ser aproveitadas para geração de energia ou redirecionadas para o espaço, dissipando o calor e melhorando a eficiência dos painéis fotovoltaicos.

O processo de revisão tem como princípio encontrar, analisar e descrever características e informações essenciais para o desenvolvimento da pesquisa. Portanto, o objetivo do presente capítulo é explorar e descrever as diferentes áreas do conhecimento essenciais para o desenvolvimento da dissertação. Em especial, a presente pesquisa desenvolve e aplica um mapa sistemático, reduzindo os vieses de pesquisa quando em comparação com trabalhos únicos. Resultando em uma alta confiabilidade das conclusões, com base em todas as atividades que levaram à descoberta.

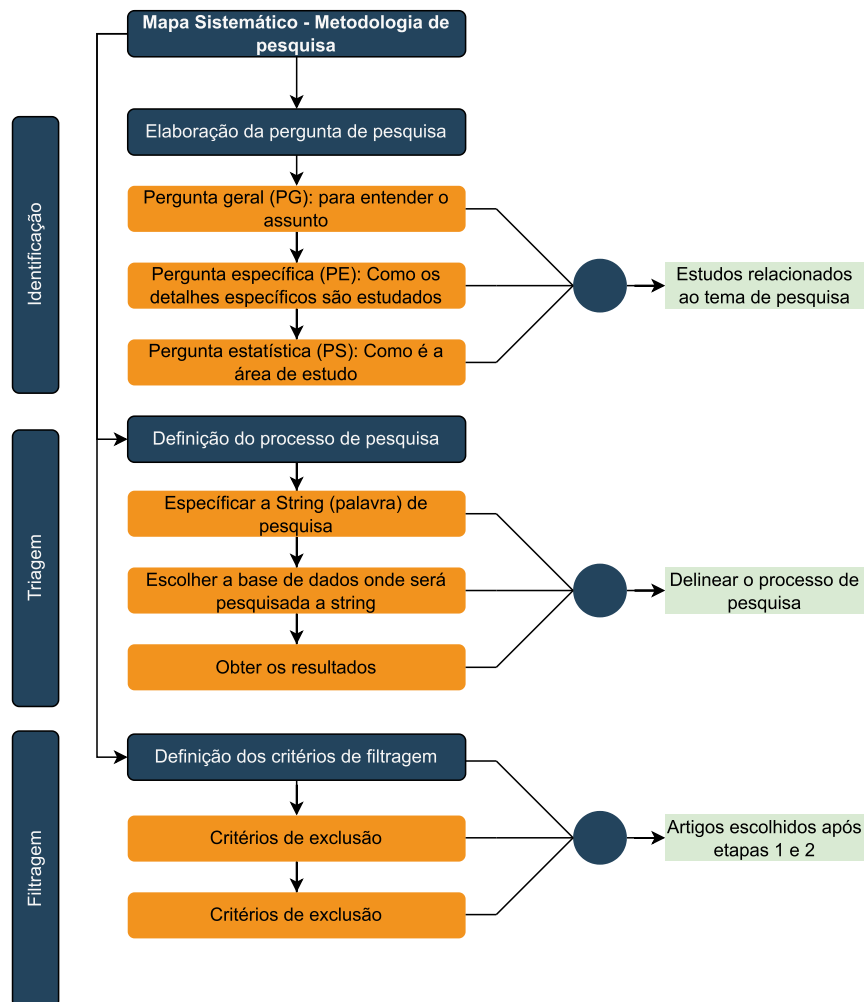
2.1 Estado da arte

A presente dissertação segue uma metodologia de pesquisa baseado em um mapa sistemático, como visto em artigos publicados por Dias, Barbosa e Vianna (2018) e Rigo *et al.* (2021), por exemplo. A criação de metadados a partir de um mapa sistemático visa conduzir uma pesquisa ampla sobre o tema, com o propósito de levantar um panorama do que já foi realizado e apresentar novas perspectivas que podem ser exploradas por esta pesquisa. Para isso, adotou-se uma estrutura de mapa sistemático com três etapas principais: identificação, triagem, inclusão e exclusão (filtragem) de estudos relacionados ao tema de pesquisa. O resultado dessas etapas pretende encontrar estudos relacionados ao tema, delinear o processo de pesquisa e selecionar os artigos que de fato melhor se enquadram aos objetivos do estudo. A fase de identificação tem como base a elaboração da pergunta de pesquisa que estrutura todo o processo, com a função de identificar estudos presentes na literatura. Os processos de identificação, triagem e filtragem de artigos contém pré-etapas definidas como:

- 1: Elaboração da pergunta de pesquisa;
- 2: Definição do processo de pesquisa;
- 3: Definição de critério para filtragem das pesquisas.

Conforme estruturado na Figura 8. A primeira etapa, voltada à elaboração da pergunta de pesquisa, está dividida em Pergunta Geral (PG), Pergunta Específica (PE) e Pergunta característica (PC).

Figura 8 – Estrutura do mapa sistemático.



Fonte: Elaborado pelo autor.

As questões de pesquisa conduzem o trabalho para artigos com ligação direta à simulações térmicas em pequenos satélites. A pergunta geral de pesquisa procura entender aspectos gerais sobre as áreas abordadas nas pesquisas já publicadas, captar trabalhos e detalhar as tecnologias atuais utilizadas para simulações térmicas e transferência de calor entre os componentes do CubeSat.

As perguntas características identificam como as técnicas e ferramentas de simulação térmica auxiliam os CubeSats no controle térmico e geração de energia. A PC têm a função de detalhar características presentes nestes estudos e promover uma visão acerca do interesse da área caracteristicamente.

Conforme apresentado na Tabela 1, a metodologia divide-se entre cinco perguntas gerais, que esclarecem o panorama atual das aplicações dos geradores termoelétricos em diferentes áreas

tecnológicas, a efetividade de sistemas PV integrados ao TEG, a importância do impacto das incertezas de uma única fonte principal de energia para nanossatélite, as interferências positivas e negativas que controle térmico adequado pode produzir na geração de energia elétrica e os métodos para resolução das equações de balanço térmico e numérica. As perguntas específicas estão divididas em três, onde abordam como as ferramentas e técnicas podem melhorar a eficiência do TEG acoplado ao CubeSat, por exemplo, como os tubos de calor na transferência de energia e controle de calor. As perguntas característica estão divididas em duas, ilustrando quais as principais bases de dados onde as pesquisas são encontradas e a quantidade de publicações anualmente.

Tabela 1 – Elaboração das perguntas de pesquisa PG, PE e PC.

Referência	Questões
Pergunta Geral (PG)	PG1: Quais as aplicações de geradores termoeletricos? PG2: Qual a viabilidade de sistemas Fotovoltaicos -Termoeletricos? PG3: Fontes alternativas de energia são uma problemática para CubeSats? PG4: O controle térmico impacta a geração de energia em órbita? PG5: Quais os métodos de simulação numérica utilizados em satélites?
Pergunta Específica (PE)	PE1: Quais tecnologias tem potencial para maximização da eficiência do TEG? PE2: Qual ferramentas tem potencial para maximização da eficiência do TEG? PE3: - Quais as tecnologias aplicadas para o controle térmico em CubeSats?
Pergunta característica (PC)	PS1: Os autores das publicações são de quais países? PS2: Qual a quantidade de publicações por ano?

Fonte: Elaborado pelo autor.

2.1.1 Processo de pesquisa

A segunda etapa do mapa sistemático compreende a fase de definição do processo de pesquisa, dividida em três partes:

- 1: Especificar a *string* (palavra) de pesquisa;
- 2: Escolher a base de dados onde será pesquisada a *string*;
- 3: Obter os resultados.

A Tabela 2 elenca os termos principais e respectivos sinônimos relacionados ao tema da dissertação, sendo que cada sinônimo foi pesquisado individualmente em diferentes bases de

dados. Todos os termos chaves foram inseridos em inglês, em diferentes combinações, em cada fonte de referência bibliográfica.

Em um momento posterior definem-se as bases de dados para inserção das *strings*, com observações sobre o mecanismo de pesquisa em cada repositório. A escolha destas bases de dados ocorreu em virtude da relevância para o tema de dissertação e contam com uma nota Quális da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES) entre A1 e A2.

Tabela 2 – *Strings* e sinônimos inseridos no mecanismos de busca.

Termo principal	Sinônimos
Thermoelectric Generator	thermoelectric power generation, TEGs, thermoelectric module, thermoelectric systems, seebeck generator, thermoelectrical, thermoelectric effect
Energy Harvesting in Cubesats	solar energy harvesting, photovoltaic cells CubeSat, spacecraft energy harvesting,
Thermal simulation in CubeSats	thermal control CubeSats, heat transfer CubeSats

Fonte: Elaborado pelo autor.

As bases utilizadas para obtenção dos metadados, tem um número significativo de publicações. A identificação de novas pesquisas, além dos termos principais definidos, são o resultado dos sinônimos empregados em cada base individualmente. Analisando os dados, optou-se em considerar todos os termos em inglês, em virtude de poucas publicações brasileiras na área de atuação da presente dissertação.

A segunda etapa do processo de pesquisa é focado na escolha das bases de dados, periódicos para inserção das *strings*. Basicamente, a Tabela 3 demonstra as fontes de pesquisa relevantes e as observações sobre definição de pesquisa em cada repositório.

As bases de dados identificadas não limitam a dissertação em pesquisas sobre outros repositórios. As estimativas de metadados ou trabalhos inseridos para o processo de pesquisa, são dados aproximados, sendo assim outras bases foram utilizadas para ampliar a pesquisa. O processo de pesquisa divide-se em cinco principais base: ScienceDirect, IEEE explore, Elsevier, MDPI e AIP. Os termos de *string* foram inseridos na pesquisa avançada (*advanced search – title, abstract, keywords*) no ScienceDirect, para a base IEEE explore os termos foram inseridos em advanced search preenchendo as strings em search team, selecionando na caixa *all metadatae not publisher* e *and all metadata* com o ISSN da revista. O comando de pesquisa utilizado na base MDPI utilizou a pesquisa avançada (*advanced search – title/keyword*), selecionando em jornal *Energies* deixando habilitado todos os tipos de artigo e questões especiais da revista.

Tabela 3 – Bases de dados da pesquisa.

Repositórios	Jornais e revistas
ScienceDirect	1. Acta astronautica
	2. Applied thermal engineering
	3. Aerospace Science And Technology
IEEE Explore	4. Transactions on Instrumentation and Measurement
Elsevier	5. Solar energy
	6. International Journal of Heat and Mass Transfer
	7. Renewable Energy
MDPI	8. Energies
AIP	9. Journal of Applied Physics

Fonte: Elaborado pelo autor.

2.1.2 Critérios de filtragem

Por fim, a terceira etapa do mapa sistemático define critérios de filtragem para as pesquisas obtidas na etapa anterior. Para isso, utilizou-se de Critérios de Inclusão (CI) e Critérios de Exclusão (CE) visando reter apenas os trabalhos mais recentes que tenham um foco similar ao tema desta pesquisa, conforme Tabela 4.

Tabela 4 – Critérios de inclusão e exclusão.

Critério de Inclusão	Critério de exclusão
CI1: O estudo deve estar publicado em uma conferência, workshop, periódicos em forma de artigo, dissertação, tese ou livro.	CE1: Artigos publicados antes de 2015, teses e dissertações antes da data estabelecida apenas pela adição eurística.
CI2: O estudo deve estar relacionado ao contexto do uso de geradores termoelétricos e geração de energia fotovoltaica em órbita	CE2: Estudos que não utilizaram a modelagem da planta de geração pelo thermoelectric generator foram excluídos.
CI3: Publicações envolvendo simulação e utilização do TEG	CE3: Estudos que não são relacionados às perguntas de pesquisa
CI4: Estudos que incluíssem, integrassem aos CubeSats os Thermoelectric generator a sistemas de geração pelo photovoltaic (PV) cell.	

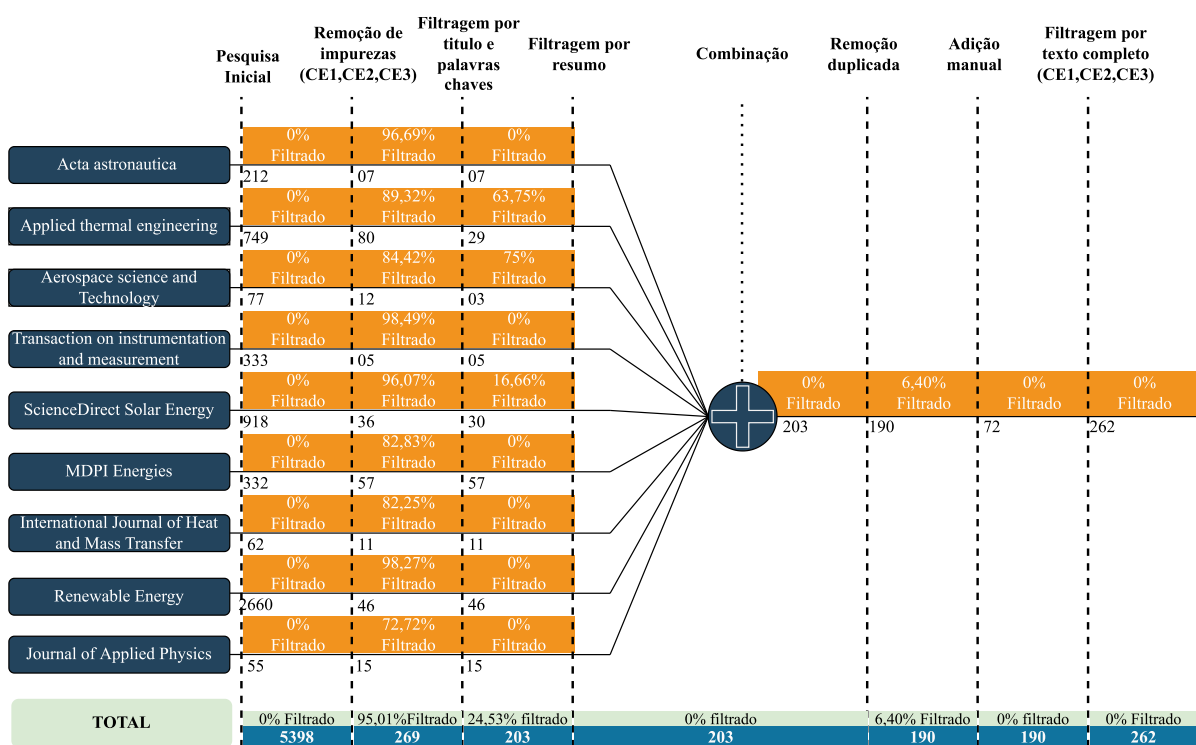
Fonte: Elaborado pelo autor.

Os critérios de filtragem são aplicados em dois estágios durante o processo de pesquisa. A Figura 9 apresenta o resultado da metodologia descrita anteriormente. A quantidade de artigos encontrados na etapa inicial e sua filtragem percentualmente durante todo o processo de pesquisa visível em cada etapa. A aplicação dos critérios de exclusão (remoção de impurezas) CE1, CE2 e CE3 e a primeira filtragem realiza após as pesquisas iniciais. Após os critérios de inclusão são

inseridos na análise para filtragem por meio da leitura do título, palavras chaves e, posteriormente, o resumo.

Todos os artigos são combinados para retirar as duplicações e adicionar estudos encontrados manualmente. O termo (adição manual) representa estudos identificados em outras bases, com outras palavras chaves durante o desenvolvimento da pesquisa, deixando explicitar que a produção textual não se limitou a quantidade final de artigos escolhidos e apresentado no mapa sistemático. Assim, os artigos finais selecionados passam pela aplicação novamente dos critérios de exclusão e inclusão, obtendo-se o resultado.

Figura 9 – Processo de aplicação dos filtros durante a elaboração do mapa sistemático.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

Ao total, os três termos principais com auxílio dos sinônimos identificaram 5.398 pesquisas entre as nove revistas. Sendo posteriormente processados e analisadas por filtros da etapa de inclusão/exclusão, resultando em 95,01% de trabalhos eliminados, ou seja, 5.129 pesquisas. A passagem pelos critérios de inclusão via análise do título, palavras-chaves e resumos filtrou 24,53% do restante dos 269 trabalhos que passaram pela etapa de remoção das impurezas. A combinação dos artigos entre diferentes revistas tem o objetivo de remover trabalhos duplicados, no qual 6,40% foram eliminados. Adicionou-se 72 trabalhos entre dissertações, teses, artigo ao processo de pesquisa durante a etapa de adição manual, seguido da remoção das impurezas, somando 262 artigos iniciais para a pesquisa de dissertação.

2.1.3 Resultado das questões de pesquisa

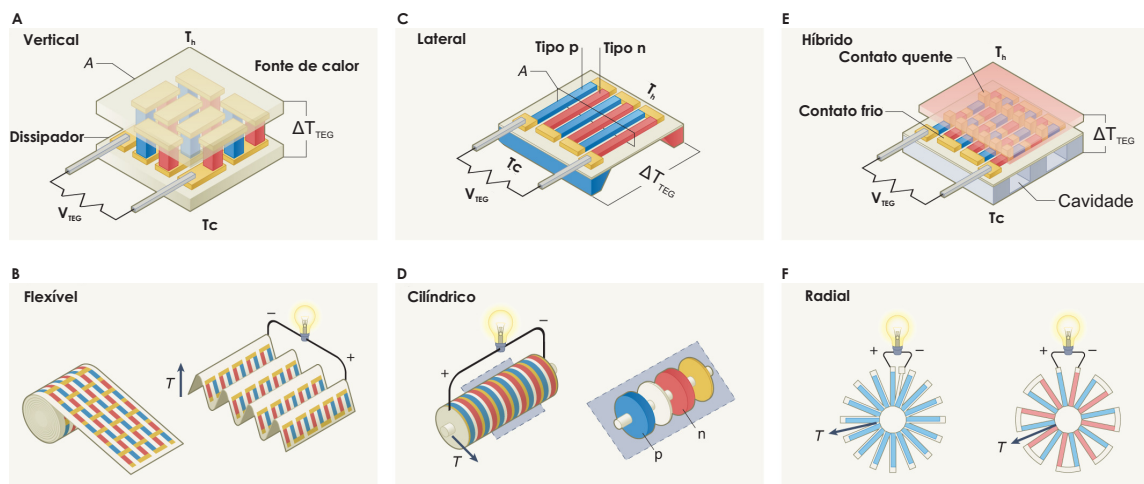
A secção apresenta uma das etapas iniciais para o desenvolvimento do mapa sistemático, em que na presente dissertação se identifica como a concepção da base teórica. A inclusão das perguntas de pesquisa geral, específica e característica motivam o trabalho a investigar o atual cenário de desenvolvimento dos TEGs aplicados à geração de energia espacial, e a identificar diferenciais/ inovações para a dissertação.

2.1.3.1 PG1 - Quais as aplicações de geradores Termoelétricos?

O TEG pode ter diferentes aplicações para a recuperação de calor e geração de energia, podendo ser integrado em outros dispositivos ou tecnologias (JOUHARA *et al.*, 2021). O princípio de funcionamento dos geradores termoelétricos podem ser aplicados em diferentes configurações, fabricações e dimensões de módulos, conforme a Figura 10. A versatilidade de adequação dos módulos termoelétricos motivam pesquisadores em aplicar o TEG para diferentes áreas com diferentes materiais de substrato. As variações de saídas de potência e alimentação são uma característica dos dispositivos termoelétricos, normalmente divididos em grandes ou micro-TEGs. A primeira categoria com dimensões milimétricas fornece uma saída de potência de kW sob um alto gradiente de temperatura, enquanto a segunda categoria opera com um baixo desperdício de calor, gerando energia na escala μW a mW (JAZIRI *et al.*, 2020; LIU *et al.*, 2018).

A fabricante de TEGs pioneira no mundo na tecnologia (Thermoelectric Inc.) fabrica sistemas de geração de energia utilizando o TEG com saídas que variam entre 15 a 550 W. Pourkiaei *et al.* (2019) afirma que as aplicações dos geradores termoelétricos aumentam consideravelmente em aplicações para recuperação de calor operacional em temperaturas inferiores a 413 K.

Figura 10 – Tipos e configurações de módulos termoelétricos atualmente.

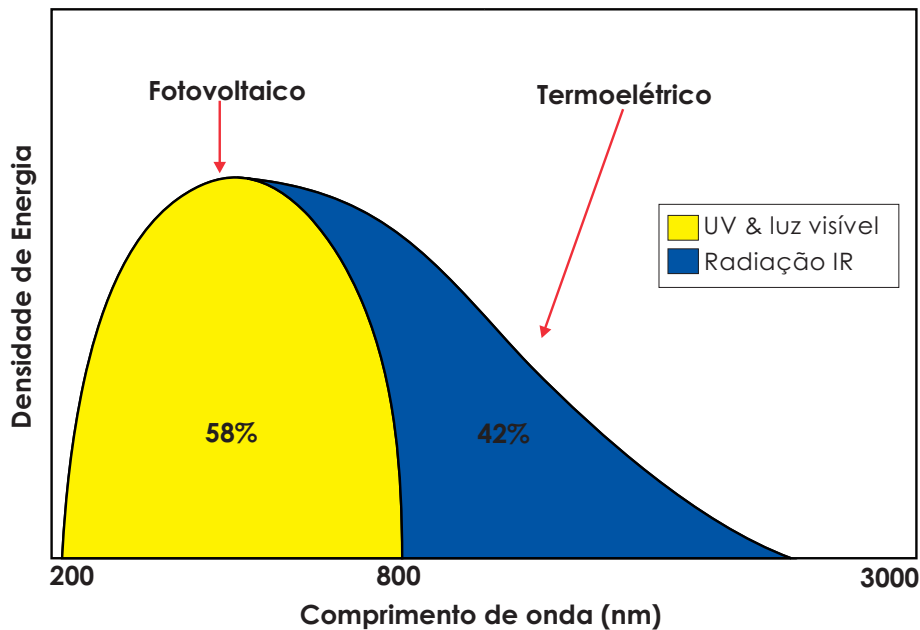


Fonte: adaptado de Zhang *et al.* (2022).

Contudo, a competitividade do TEG entre sistemas de geração de energia elétrica tem aumentado, em destaque para integração com sistemas fotovoltaicos, em que o TEG pode

aproveitar até 42% do espectro irradiado sobre o sistema PV para gerar energia, conforme a Figura 11. A combinação entre sistemas fotovoltaicos e termoelétricos é demonstrado por Luo *et al.* (2020) e Kraemer *et al.* (2008) que comprova em sua pesquisa que geradores termoelétricos solares podem alcançar um pico de eficiência em torno de 9,6% com uma eficiência geral em torno de 7,4%.

Figura 11 – Razão da densidade de energia da irradiação solar para aproveitamento em sistemas TEG.



Fonte: adaptado de Pourkiaei *et al.* (2019).

Em aplicações espaciais os geradores termoelétricos foram usados pela NASA em importantes missões desde 1961. Porém, os geradores aplicavam energia nuclear como fonte térmica para produzir energia, denominados geradores termoelétricos de radioisótopos (Radioisotope thermoelectric generator - RTGs). Geralmente, aplicados em missões longas que necessitavam de alta potência específica e escalabilidade. Champier (2017) classifica as aplicações do TEG conforme as condições ambientais e fontes de calor, determinando esse dois parâmetros como critério para agrupar as utilidades do gerador em cinco categorias:

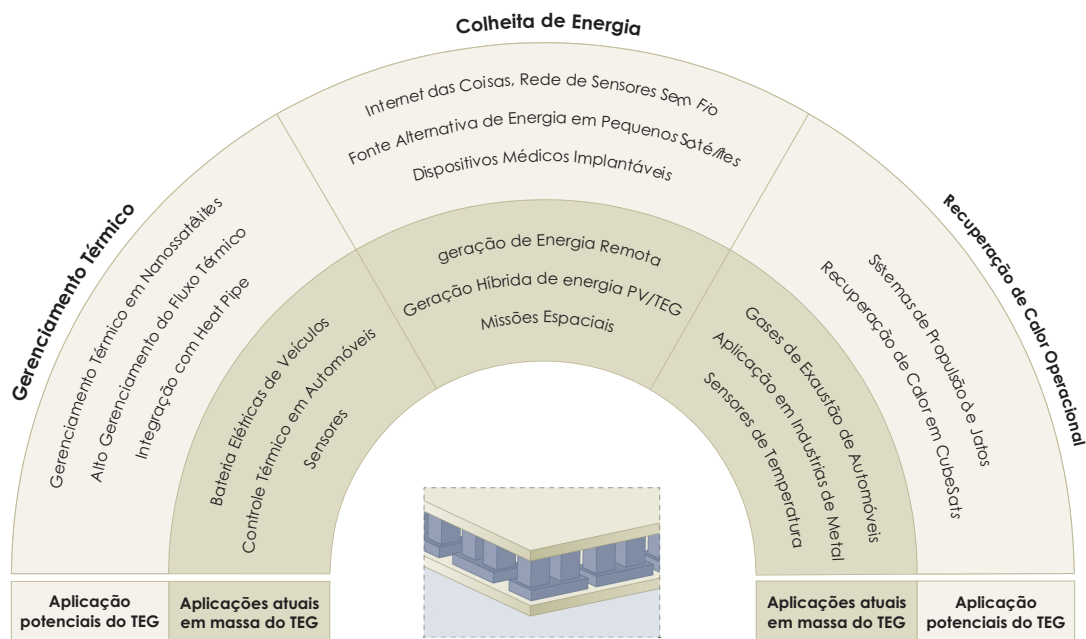
- Geração de energia em ambientes extremos:
Fontes de calor convencionais dedicados aos TEGs.
- Recuperação de calor residual:
Otimizar sistemas de fonte de calor como motores, painéis solares, veículos e satélites.
- Energia doméstica e sistema combinados térmico/elétrico:
Energia renováveis são predominantes.
- Microgeração para sensores e microeletrônica:
Níveis de potência mais baixos, diversas fontes de calor.

- TEG solar:

Fonte principal de energia solar, potencial futuro para assumir uma nova categoria renovável.

A partir do mapa sistemático estruturado a pesquisa identifica e classifica as principais aplicações dos geradores termoelétricos atualmente, semelhante Champier (2017), conforme a Figura 12. Nitidamente os geradores termoelétricos, têm fixado a atenção de pesquisadores em diferentes aplicações, principalmente para recuperação de calor residual, consequência das inúmeras vantagens que o TEG oferece, assim como afirma Børset *et al.* (2017) no qual utiliza um gerador termoelétrico de $0,25m^2$ para recuperar calor em um processo de fundição de metal, prevendo um grande potencial para geração de energia. Risseh e Nee (2017) visualiza uma perspectiva diferente de aplicação do TEG industrialmente acoplado em veículos pesados para melhoria no consumo de combustível e redução de gases poluente do efeito estufa, sendo que os resultados experimentais demonstraram que aproximadamente 1 kW de energia elétrica podem ser gerados a partir da energia térmica aproveitada pelo TEG.

Figura 12 – Aplicações dos geradores termoelétricos em três categorias.



Fonte: adaptado de Zhang *et al.* (2022).

A possibilidade de gerar energia sem partes móveis, eliminando custos extras, podendo ser utilizado em escala, conectados térmica e eletricamente com potencial de geração de [kW], chamou à atenção de Sugiartha e Negara (2018) que utiliza o TEG para recuperação de energia de gases de exaustão em automóveis. Outras aplicações como a utilização de dispositivos vestíveis para a coleta de calor do corpo, segundo Yang *et al.* (2018), alimentação de sensores sem fio, como exposto por Iezzi *et al.* (2017). Além disso, o TEG tem aplicações em aeronaves modernas que contém, cada vez mais, um número maior de sensores, transmissores e controladores

para monitoramento. O uso dos geradores termoelétricos reduziriam significativamente as complexidade das aeronaves, assim como o peso e consumo de combustível como demonstrado por Huang (2009), em que expõem que o centro de pesquisa & tecnologia da Boeing (Boeing Research & Technology) estimou uma redução de 5% no consumo de combustível provocado pela aplicação do TEG nas aeronaves, o que se converte em uma redução de US\$ 12,075 milhões em custos operacionais para voos comerciais dos Estados Unidos. Bode *et al.* (2017), Lyras *et al.* (2017) utilizaram o TEG para aproveitar calor entre partes internas e externas da fuselagem de aeronaves e hélice, aproveitando-se do gradiente extremo de temperatura com eficiência entre 3 e 7%. Liu *et al.* (2022) propõem um sistema que integra o tubo de calor/gerador termoelétrico (heat pipe/Thermoelectric generator - HP/TEG) para o armazenamento térmico e geração de energia na base Lunar, reduzindo o peso de transporte de insumos da terra, resolvendo a escassez de energia durante o dia e a noite Lunar, motivado por meio da estrutura simples de montagem, alta eficiência e fornecimento contínuo de energia que o sistema oferece.

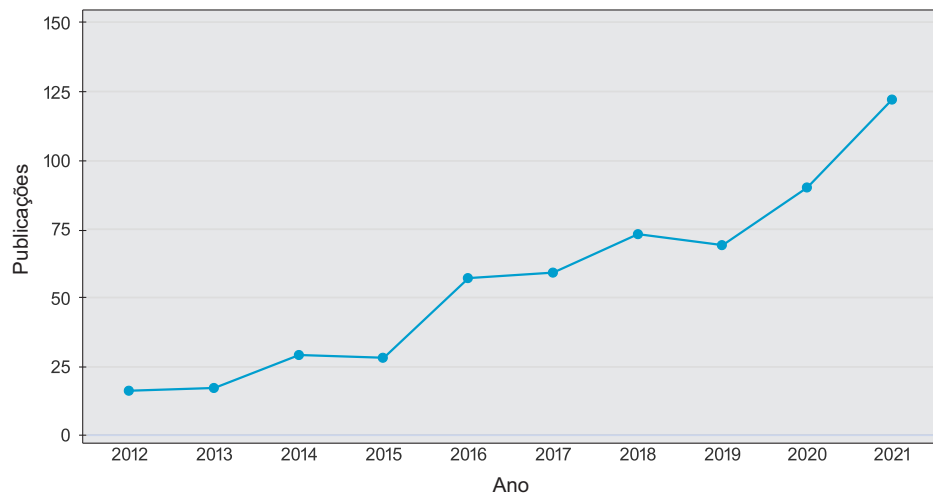
Porém, existem poucas aplicações dos TEGs em CubeSats que tratam da modelagem térmica, elétrica é integração desses dispositivos a painéis fotovoltaicos. A fim de determinar uma fonte alternativa de energia para CubeSats, assim como a presente pesquisa propõem. O trabalho de Lukowicz *et al.* (2015) é um dos que mais se assemelham ao estudo desenvolvido, em que realiza uma investigação das características elétricas do gerador sob condições extremas, estimando o seu potencial para a coleta de energia em espaçonaves para suprir um sistema de detecção de detritos. Ainda semelhante, a atual pesquisa Ostrufka *et al.* (2019) utiliza uma bancada de teste para avaliar em condições espaciais a geração de energia a partir do TEG para aplicações em satélites convencionais, concentrando-se em definir uma segunda alternativa de fonte de energia para CubeSats.

2.1.3.2 PG2 - Qual a viabilidade de sistemas fotovoltaicos-termoelétricos?

O aumento do desempenho fotovoltaico e vida útil são benefícios da integração do gerador termoelétrico ao painel fotovoltaico, sendo investigado por diversos autores, como Sahin *et al.* (2020) que válida um sistema híbrido com o TEG em Bi_2Te_3 , obtendo uma alta eficiência de conversão, aproximadamente 32% sob uma alta concentração térmica. Yang *et al.* (2019) demonstra em seu trabalho um sistema híbrido em que o TEG aproveita a divisão da luz solar concentrada em espectro de três bandas para aproveitamento térmico do calor operacional da célula PV. Gu *et al.* (2019) constrói um modelo matemático para representar um sistema PV/TEG, os resultados mostraram que o sistema combinado produz energia adicional entre 1,24 a 2,85% se comparado com a célula PV sozinha, mesmo com temperaturas maiores para o sistema PV/TEG. Lorenzi e Chen (2018) analisaram um sistema de geradores fotovoltaicos termoelétricos solares híbridos montados diretamente sobre o gerador termoelétrico, o estudo comprova que os ganhos de eficiência aproximadamente estão entre 4 e 5% em relação à potência gerado sozinha pelo PV. Shittu *et al.* (2019) realiza a análise numérica de um sistema híbrido tridimensional, utilizando o método dos elementos finitos com um tubo de calor (heat pipe -

HP) acoplado ao gerador termoelétrico, os resultados mostraram que o tudo aliado ao gerador aproximaram-se de uma eficiência de 61% para o sistema PV/TEG. A taxa de crescimento em pesquisas sobre a integração de sistemas fotovoltaico/termoelétrico, tiveram um crescimento durante a última década, conforme a Figura 13.

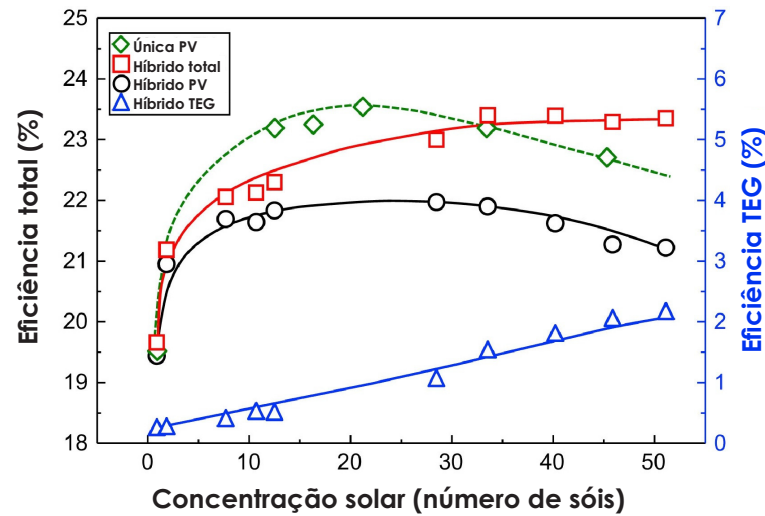
Figura 13 – Número de publicações de sistemas fotovoltaicos-termoelétricos hibridizados ao longo dos anos.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Existem duas formas principais de conversão da energia solar, sendo elétrica a partir de painéis fotovoltaicos, ou térmica, com base nos geradores termoelétricos. Os sistemas híbridos ou combinados utilizam o TEG como uma forma segura de converter energia térmica em elétrica. Consequentemente, a adição do TEG ao sistema solar aumenta a eficiência de conversão através da redução calor residual no painel PV. Uma problemática importante sobre o desempenho das células fotovoltaicas é a redução de eficiência devido o aumento de temperatura e concentração solar sobre a célula PV. A Figura 14 demonstra de forma clara o decaimento da eficiência total de células PV simples atuando de forma única sobre altas concentrações de calor. Kil *et al.* (2017) propõem um gerador híbrido de alta eficiência, atuando sobre altas concentrações solares. O sistema totalmente híbrido, conectado eletricamente é termicamente com o gerador termoelétrico, apresentou eficiência maior do que a célula PV simples, aproximadamente 3% acima da geração única. Comparando as atuais pesquisas que envolvem a integram e hibridização de sistemas termoelétricos, percebe-se uma média de eficiência total aproximadamente de 3 a 10% acima da utilização de sistemas PV isolados. Um exemplo, Zhang *et al.* (2022) demonstra a partir de uma análise numérica que a cogeração entre os sistemas gerou uma eficiência de potência de 3,98% maior que a célula PV simples. Semelhante a zhang (2022), Salari *et al.* (2020) realiza uma investigação numérica sobre um sistema híbrido integrado com o TEG, alcançando uma eficiência de 6,23% a 10,41% quando exposto a fluxos de irradiação entre 600 e 1000 W/m^2 , concluindo que a eficiência do sistema PV/ TEG é muito superior ao sistema PV. Os resultados de Salari (2020) sob a concentração solar de 600 a 1000 W/m^2 , são semelhantes aos encontrados por Soltani *et al.* (2018) em concentrações de 1000 W/m^2 , com uma eficiência de 6.265%.

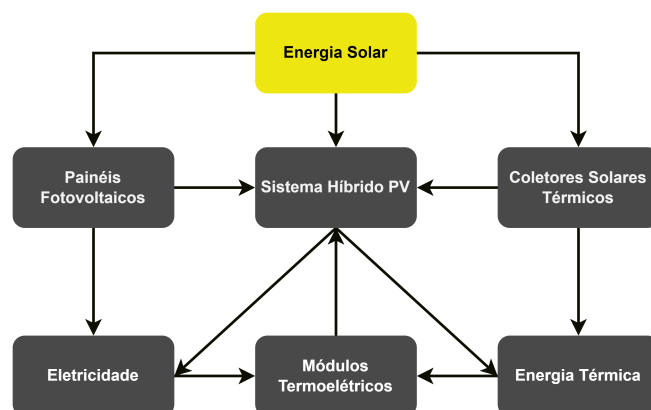
Figura 14 – Comparação da eficiência total entre o gerador totalmente híbrido e célula fotovoltaica simples.



Fonte: Kil *et al.* (2017).

A integração do sistema PV com os módulos TEG envolvem uma alta complexidade de considerações adicionais de transferência de energia, podendo resultar em efeitos conflitantes da célula PV e o TEG, resultado de características funcionais do gerador, em que necessita altos gradientes de temperatura (SAHIN *et al.*, 2020). O controle térmico das células PV, é considerado um ponto crítico por pesquisadores na operação dos painéis sozinhos. Grubišić-Čabo, Nižetić e Marco (2016) relatam que a eficiência das células diminuem na faixa de 0,25 a 0,5 % por grau *celsius*, estando os TEGs entre as principais tecnologias de aproveitamento térmico para geração de energia e refrigeração de sistemas PV, segundo Shittu *et al.* (2019), conforme a Figura 15.

Figura 15 – Tecnologias de conversão de energia solar.



Fonte: Adaptado de Shittu *et al.* (2019).

A necessidade de um gerenciamento térmico adequado, às células fotovoltaicas, impactam diretamente o desempenho e a eficiência de geração de energia e viabilidade de sistemas integrados. Sendo assim, o gerador termoeletrônico é uma das ferramentas com maior potencial para o controle térmico de células PV, sendo que as temperaturas do sistema fotovoltaico tem

relação inversa ao gerador. O gerador permite a utilização de um espectro solar mais amplo, com a combinação dos sistemas o desempenho tem alta taxa de melhoria, resultado dos refeitos compensadores dos sistemas.

2.1.3.3 PG3 - Fontes alternativas de energia são uma problemática para CubeSats?

Poghosyan e Golkar (2017) e Yost *et al.* (2021) afirmam que a geração de energia em nanossatélites tem tipicamente uma necessidade por uma fonte solar de energia, sendo assim, os painéis fotovoltaicos são a tecnologia mais utilizada para a geração de energia em CubeSats. Aproveitando-se do efeito fotovoltaico no qual utiliza a energia renovável da radiação solar que incide sobre as faces do satélite. Os painéis são construídos em materiais semicondutores extremamente finos que geram corrente elétrica quando exposto à irradiação solar. Porém a quantidade de luz absorvida sobre o satélite depende da distância entre a órbita e o sol. A intensidade varia conforme a lei do quadrado inverso e à área da superfície do painel fotovoltaico exposto ao sol, desse modo, a intensidade também depende do ângulo entre o painel e a posição absoluta do sol. O desenvolvimento da indústria solar espacial busca custos de produtos menores e altas taxas de eficiência dos sistemas. Considerando que a integração entre mecanismos conseguem aumentar a produção de energia, se tornando fundamentais para missões futuras. Normalmente, o sistema de coleta de energia embarcado em CubeSats, utiliza painéis solares como forma de captação de energia elétrica no espaço, predominantemente em pequenas naves, aproximadamente 85% de todos os nanossatélites em órbita estão equipados para a captação de geração de energia solar por painéis solares e baterias recarregáveis. As células solares possuem diversas limitações para aplicações no espaço profundo, a degradação da célula ao longo da missão, e resultado da exposição as radiações do cenário quente. Outros fatores impactantes são à área de superfície, massa, custo e períodos de eclipse sem a produção de energia. Considerando, que a eficiência da cada célula depende da tecnologia utilizada.

Observa-se que a geração de energia em CubeSats depende do tempo de exposição das células fotovoltaicas as irradiações solares, caracterizando o cenário quente. Existem dois cenários principais a serem considerados no projeto de gerenciamento térmico em CubeSats, durante a captação de energia em órbita o satélite tem uma ou mais faces do painel gerando energia e absorvendo o fluxo solar. A transferência de calor conduzida entre as partes do satélite durante o cenário quente identifica as maiores variações de temperatura do satélite durante a órbita. No entanto, durante uma fração de tempo no qual o CubeSat se encontra em eclipse, a geração de energia é interrompida, apresentando baixas variações de temperatura, marcando o caso frio (cold case). A dissipação do calor líquido durante o resfriamento do satélite, no caso frio é resultado do balanço de energia no espaço profundo ocasionado por quase nenhuma incidência direta dos raios solares. Sendo assim, o gerenciamento térmico tem ligação direta com a degradação e eficiência sobre os painéis que dependem de alguns parâmetros iniciais como a altitude, atitude, órbita, tempo de exposição solar e eclipse. Destarte, Costa e Souza (2009) expõem em sua pesquisa a importância, de definir e calcular parâmetros essenciais para a geração

suficiente de energia para comportar os subsistemas do CubeSat brasileiro *Nanosatc-Br*.

A geração de energia em CubeSats, encontra-se sobre várias limitações relacionada aos parâmetros de colheita e armazenamento de energia. Fontes de energia alternativa para cogeração em CubeSats é uma temática atual, em que vários pesquisadores se concentram em aumentar a potência disponível a bordo. No entanto, inúmeros estudos tem enfoque na maximização e inovação dos sistemas de gerenciamento de energia ou coleta, assim como (SANTONI *et al.*, 2014).

2.1.3.4 PG4 - O controle térmico impacta a geração de energia em órbita?

A geometria, superfície, e as propriedades dos materiais são alguns parâmetros conhecidos que podem alterar os gradientes de temperatura interna e externa do satélite. Porém, esses fatores dependem da seleção da órbita em que o satélite se deslocará. O ângulo β é significativamente afetado com os parâmetros orbitais, sendo assim, a quantidade de radiação que incide sobre o satélite sofre alterações. Portanto, o satélite alcança várias faixas de temperatura para os componentes durante os períodos da órbita, as faixas de temperatura de operação para cada subsistema geralmente é controlada em pequenos satélites de forma passiva, mantendo os sistemas operantes ou suficientemente seguros, por exemplo, os painéis solares em altas concentrações térmicas deterioram-se rapidamente, diminuindo o seu tempo de vida e eficiência. E ainda, existe uma escassez de estudos dedicados a identificar a magnitude do impacto do controle térmico sobre a geração de energia.

Claricoats e Dakka (2018) demonstram em sua pesquisa a influência do gerenciamento térmico, sobre a geração de energia durante uma missão utilizando um CubeSat 3U com a órbita síncrona ao sol e atitude de 600 km, similar a órbita é atitude proposta pela dissertação para os casos de simulação. Em suas análises sobre o CubeSat constaram que apenas um painel solar de 7 W poderia suprir a necessidade de potência do satélite durante a fase quente e, fria em que é recarregado as baterias. Ocorre que, quando a degradação da vida útil do painel em função das temperaturas foi considerado, verificou-se que esse painel não conseguiria alimentar o sistema elétrico durante toda a órbita, resultando em um deficit de energia em torno de 2 kW necessários para o funcionamento eficiente dos subsistemas do satélite. Considerando que os painéis solares utilizados em missões espaciais apresentam uma eficiência teórica em torno de 20%, adicionando-se a perda de desempenho e a dissipação térmica a bordo. Nikhil *et al.* (2021) estima que para uma geração de energia em torno de 50 W durante uma missão, o padrão CubeSat dissipa entre 50 e 80% da energia em forma térmica, confirmando o desafio e a necessidade do gerenciamento térmico para pequenos satélites.

Garzón e Villanueva (2018) ilustram em seu trabalho a obtenção dos perfis de temperatura para o CubeSat *Libertad 2* em diferentes cenários de consumo elétrico. Estabelecendo um gerenciamento térmico adequado para CubeSat e geração eficiente de energia. Michels *et al.* (2017) desenvolveu um modelo de gerenciamento térmico utilizando minitubos de calor (*heat*

pipe) como ferramenta para o controle térmico em nanossatélites, aumentando a geração de energia durante uma órbita circular. A dissipação de calor natural na placa solar ocasiona perdas no desempenho de geração de energia do sistema de potência do satélite. No entanto, com a utilização do HP inserido para a diminuição de temperatura e dissipação de calor da célula solar, as temperaturas variaram no caso quente de 70°C para $58,58^{\circ}\text{C}$, gerando um aumento de eficiência do painel, aproximadamente entre 23,43 e 28,61%.

2.1.3.5 PE1 - Quais os métodos de simulação numérica utilizados em nanossatélites?

Normalmente, os modelos térmicos utilizados em simulações para pequenos satélites necessitam de um nível de resultados suficientemente precisos, em conjunto com uma significativa flexibilidade para resolução dos campos de temperatura em níveis de detalhes limitados para o CubeSat. Mas existem outras dificuldades como, por exemplo, o número de nós da malha, a influência da absortividade solar sobre a resposta térmica geral do satélite, além da seleção de parâmetros condutores e radiativos para a malha térmica. A literatura, até o momento, apresenta poucos estudos relacionados à influência dos efeitos de órbita sobre o satélite, parâmetros de acabamento superficiais, a pequena inércia térmica presente, e a estimação das resistências térmicas de contato. Geralmente, uma pequena parcela dos recursos financeiros é destinada às simulações térmicas durante o projeto de CubeSats, explicando parcialmente a escassez em pesquisas que consideram ou analisam os parâmetros discutidos. Basicamente, os softwares de modelagem térmica simplificam o processo de modelagem analítica de uma versão miniaturizada do satélite (BONNICI *et al.*, 2019).

A literatura dispõe de quatro modelos predominantes para análises térmicas, seguindo a dinâmica dos fluidos (CFD) para resolução de problemas térmicos, condução de calor, e otimização. Identificados com base em publicações, por exemplo, por Abdelal e Atef (2008), Chen e Zou (2018), Bonnici *et al.* (2019). Sendo assim, os métodos:

- 1: Método de parâmetros concentrados (MPC);
- 2: Método dos elementos finitos (MEF);
- 3: Método das diferenças finitas (MDF);
- 4: Método dos volumes finitos (MVF).

Seguindo a ordem, o método dos parâmetros concentrados (MPC) divide o satélite em regiões, chamadas de nós, formando uma rede discretizada, interligada por condutores térmicos. As variações de temperatura espacial em cada nó, são consideradas insignificantes, sendo descrito por uma única temperatura de forma isotérmica. A rede térmica, é o resultado da integração dos nós, que representa em um sistemas de equações diferenciais acopladas, cuja solução representa as saídas de temperatura. O método dos volumes finitos (MEF), semelhantemente a

outros métodos para simulação de fluidos de escoamento, transforma um conjunto de equações diferenciais parciais em um grupo de equações lineares. Porém, diferentemente do MPC o processo de discretização do MEF envolve duas etapas em que, primeiramente, as equações são resolvidas (integradas) e transformadas em equações de equilíbrio para o sistema, resultando em equações semidiscretizadas. Durante a segunda etapa, interpolações são realizadas para aproximar, as mudanças das variáveis em cada elemento, relacionando a superfície com os valores das variáveis, transformando as relações algébricas em equações. O método das diferenças finitas (MDF), semelhante à forma de resolução do MEF, um esquema numérico e montado para resolver as equações diferenciais ordinárias. As variáveis são aproximadas, substituindo o operador diferencial nas equações usando quocientes diferenciais. Por fim, o método utilizado na presente dissertação para obtenção dos perfis de temperatura. O método dos volumes finitos (MVF), diferentemente do método de parâmetros concentrados (MPC), oferece uma vantagem, uma vez que o fluxo térmico que cruza um determinado volume é igual à saída do volume adjacente, característica da natureza conservadora do (MVF), adicionando que a discretização do volume sobre o domínio ocorre em mais partes. Em resumo, o (MVF) discretiza o domínio do problema em um número finito de volumes próximos entre si, em que as equações de conservação de energia são resolvidas. Resultando em uma solução com diferentes valores, diferentemente do (MPC) que considera uma solução única de valores para cada domínio. (MOUKALLED; MANGANI; DARWISH, 2016; BULUT; SÖZBIR, 2019; GARZÓN *et al.*, 2022).

Normalmente as simulações numéricas ocorrem por meio de softwares comerciais de balanço de energia, utilizando ferramentas da dinâmica dos fluidos computacional (CFD). Corpino *et al.* (2015) realiza uma simulação térmica sobre um nanossatélite aplicando o método dos elementos finitos (MEF), utilizando o software ESATAN, com a resolução do código interno de equilíbrio de energia térmica desenvolvido no MATLAB. Similarmente, Kovács e Józsa (2018) utiliza o MEF para análise térmica em um CubeSat via o software ANSYS, assim como Bonnici *et al.* (2019). O ANSYS, ESATAN, e o COMSOL são os principais softwares de simulação CFD para análise térmica em pequenos satélite, identificados durante a pesquisa.

2.1.3.6 PE2 - Quais tecnologias tem potencial para maximização da eficiência do TEG?

O Gerador termoelétrico funciona convertendo energia em estado sólido, usando elétrons e fônons como os "fluidos de trabalho virtual". A eficiência ideal de um TEG é governado pela figura de mérito Z_T , em que depende de outros parâmetros como o coeficiente de Seebeck S_e , condutividade elétrica σ e a condutividade térmica k . As principais tecnologias ou dispositivos atuais concentram-se em maximizar a eficiência geral do TEG, aumentando o valor de Z_T . Geralmente, o TEG é composto por materiais homogêneos, com eficiência inferior a 10%, em razão que nenhum material isolado pode alcançar uma alta eficiência entre um gradiente de temperatura amplo. A segmentação dos termopares do módulo termoelétrico são uma alternativa promissora para o aumento de eficiência. Um TEG segmento típico, é composto por materiais de baixa, média e alta temperatura, em que proporciona vantagens e características diferentes

em cada estágio e faixas de temperatura. A eficiência geral de conversão em um módulo termoelétrico de três estágios pode chegar em 19,6% com temperatura até 1200 K. O conceito e projeto de um TEG segmentado, foi proposto pela primeira vez em 1940 por Ioffe (1960), introduzido em naves espaciais em 1970, por meio dos RTGs. As aplicações no espaço profundo, comprovaram o potencial para colheita de energia em altas e médias temperaturas. A essência da tecnologia de segmentação do TEG, era maximizar as eficiências locais operacionais de cada estágio do elemento, conforme as temperaturas locais (WU *et al.*, 2018; MING *et al.*, 2015).

Adicionando, uma técnica promissora para o gerenciamento térmico de geradores termoelétricos e maximização da eficiência são os materiais de mudança de fase (phase change material - PCM). Os PCMs são comumente usados em pequenos satélites como uma unidade de armazenamento térmico, composto por um material (por exemplo, cera) contido em uma carcaça metálica. Em que uma fonte de calor acoplada à carcaça, produz um fluxo térmico em direção ao invólucro, o material de mudança de fase dentro, absorve a energia à medida que muda de sólido para líquido (mudança de fase). Então, à medida que as temperaturas decaem da fonte de calor, o material libera energia, voltando à sua fase inicial.

Normalmente, as unidades de armazenamento térmico é utilizado em componentes experimentais em ciclos repetidos de temperatura, por exemplo, o gerador termoelétricos. Mas tem uma aplicação complexa em CubeSats, resultado da massa extra (YOST *et al.*, 2021). No entanto, Selvam *et al.* (2020) aplica aos PCMs como uma forma passiva de gerenciamento térmico no TEG, em que as características de carregamento de descargamento constante, são exploradas para a remoção de calor do lado frio, favorecendo maior gradiente de temperatura e mantendo as temperaturas do lado quente constante, aumentando a eficiência elétrica do gerador. Ao contrário de uma unidade térmica completa no CubeSat, em que resultaria em um aumento de massa considerável. O material de mudança de fase é aplicado entre os módulos do geradores termoelétrico.

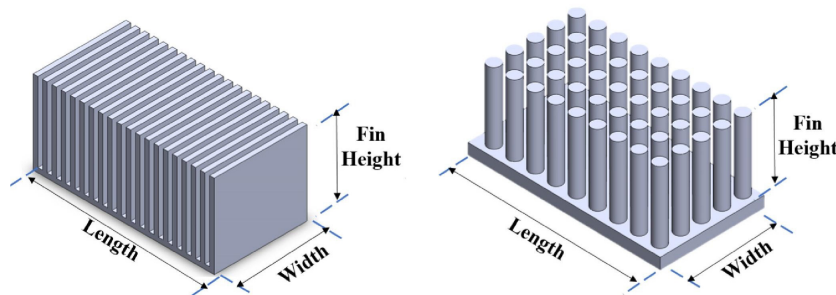
Semelhantemente, Jaworski, Bednarczyk e Czachor (2016) implementam um experimento com o TEG, inserindo o material de mudança de fase em diferentes configurações elétricas e fluxo de calor. Mostrando melhorias no desempenho com adição do PCM, ao dissipar calor. Observando o potencial de TEGs segmentados e os materiais PCMs para o aquecimento ou resfriamento do gerador, Atouei, Ranjbar e Rezania (2017) investigaram um gerador termoelétrico de dois estágios (two stage thermoelectric generator - TTE), com materiais de mudança de fase, em que resultou em um sistema com 27% a mais de potencial elétrico comparado a sistemas convencionais, em razão da diminuição considerável das temperaturas do lado frio.

Várias tecnologias ou ferramentas utilizadas em conjunto com o TEG visam obter maiores gradientes de temperatura e maximização da eficiência geral, basicamente operam transferindo maiores fluxos de calor para o lado quente, ou diminuindo as temperaturas do lado frio. Os tubos de calor integrados ao TEG. Semelhantemente, utilizam a mesma estratégia para obter temperaturas concentradas maiores entre as extremidades do TEG. Porém, os tubos de calor

são caracterizados por uma estrutura simples, acompanhado de uma condutividade térmica extremamente alta. Os tubos de calor podem melhorar a transferência térmica entre os módulos ou termopares, melhorando o desempenho do TEG. Zhao *et al.* (2022) realiza um estudo experimental para investigar a melhoria no desempenho do TEG integrado ao tubo de calor, em que dois módulos termoelétricos têm seu lado quente acoplados em uma placa de cobre, conectada as extremidades ao tubo de calor para diminuição das resistências térmicas. O tubo de calor tem um diâmetro externo de 6 mm, comprimento de 500 mm, e utiliza o etanol como fluido de trabalho. Identificou-se que a medida que a potência de aquecimento aumentava, a resistência térmica do tubo de calor diminuía e a eficiência de conversão termoelétrica aumentava.

Figura 16 – Forma comum de dissipadores de calor para o gerador termoelétrico.

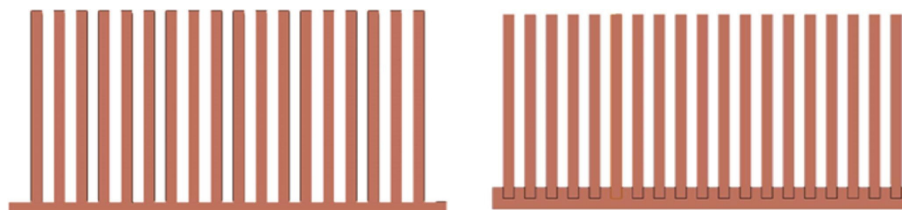
(a) Dissipador retangular e redondo.



(a) Dissipador de pino retangular

(b) Dissipador de pino redondo

(b) Aletas com e sem extrusão.



(a) aletas extrudada

(b) aletas sem extrusão

Fonte: Adaptado de Elghool *et al.* (2017).

Os dissipadores de calor (heat sink) podem ser utilizados acoplados ao TEG para aumentar o gradiente de temperatura entre as placas quente e fria, aumentando o fluxo de dissipação de calor e maximizando o desempenho, além da possibilidade de integração entre o TEG, heat pipe e o heat sink (TEPS) formando um sistema. Investigando as potencialidades, a presente dissertação propõem diferentes casos e configurações do posicionamento do TEG e heat pipe internamente no CubeSat, por exemplo, o TEG pode ser acoplado na face posterior do painel solar que recebe maiores fluxos de radiação, ou seja, que alcança maiores temperaturas, enquanto a extremidade contrária do gerador termoelétrico integrado ao painel solar, e acoplado em um dissipador e tubo de calor que conduz o fluxo térmico até a face mais fria do satélite, resultando em maiores gradientes de temperatura do gerador. Diferentes tipos de dissipador de calor podem

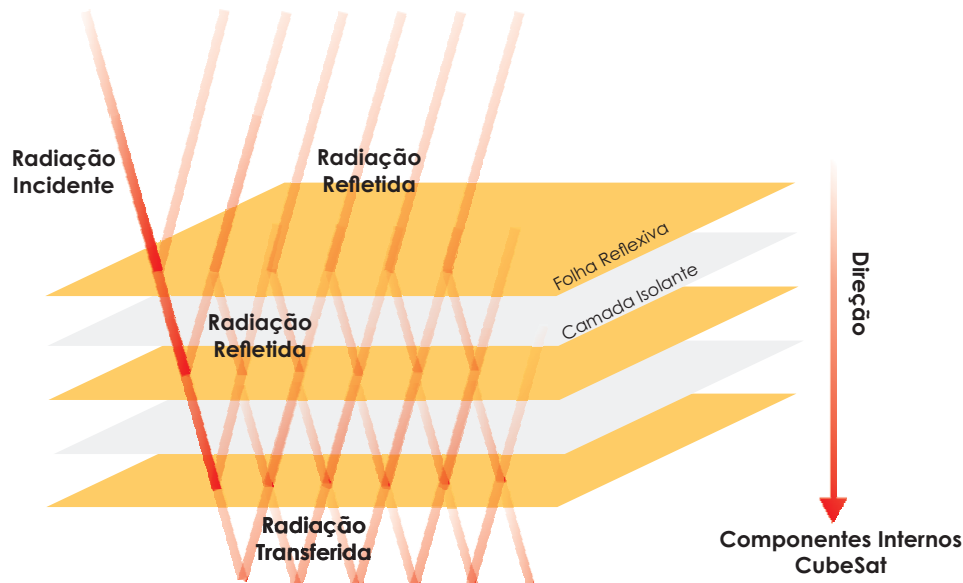
ser utilizados em geradores termoeletricos. A eficiência do TEG depende do projeto de dissipador de calor implantando. Atualmente existe cinco categorias de dissipadores aplicados em geradores termoeletricos, resfriamento por mudança de fase, natural com resfriamento de ar, resfriamento de ar forçado, resfriamento de borda e resfriamento líquido, classificados entre ativos ou passivos (ELGHOOOL *et al.*, 2017). Os dissipadores de calor comumente encontrado acoplado ao TEG são compostos por pinos retangulares com aletas extrudadas, ou redondas, conforme a Figura 16a e 16b.

2.1.3.7 PE3 - Quais as tecnologias aplicadas para o controle térmico em CubeSats?

O controle térmico em CubeSats reflete tipicamente uma preocupação tardia na arquitetura de limitações do satélite. Como resultado, os projetos convencionais de controle térmico geralmente incluem tecnologias simples, por exemplo, o uso de revestimento ópticos e fitas em pequenos radiadores acoplados no corpo satélite, em conjunto com isolamentos. Usualmente, revestimentos de alta emissividade são inseridos sobre as superfícies radiantes do CubeSat, aumento a transferência de calor. Por exemplo, o uso de mantas de isolamento multicamada (Multilayer Insulation - MLI), fornecem o controle térmico passivo para uma variedade de naves espaciais, limitando a quantidade de transferência de calor entre as multicamadas refletoras. Espaçadores isolantes entre os parafusos e PCBs ajudam no controle térmico para faixas estreitas e temperatura. No entanto, são apenas algumas tecnologias utilizadas no controle passivo de temperatura em pequenos satélites (HENGEVELD *et al.*, 2018). Yost *et al.* (2021), classifica o controle térmico passivo em treze tecnologias: pinturas e revestimentos, fitas, materiais e mantas MLI, correias térmicas, materiais de interface térmica e junta condutora, escudos solares, grelhas térmicas e radiadores impalatáveis, tubos de calor, matérias de mudança de fase e unidades de armazenamento térmico, interruptores térmicos e estruturas térmicas multifuncionais.

Consequentemente, a seção aborda as principais tecnologias. As mantas MLI, são tipicamente compostas por várias camadas internas de um material fino com emissividade IR baixa, coberta por uma camada externa durável, conforme ilustrado na Figura 17. Os refletores presentes na estrutura limitam a transferência de calor incidente. As camadas de baixa emissividade de IR são perfuradas/alternadas com redes mais finas, evitando a condução entre as camadas, resultando em um fluxo forçado de transporte de calor, limitando a transferência de calor para as irradiações. Além da proteção contra o fluxo solar e IR, as mantas dissipam o calor indesejado armazenado no CubeSat. Comumente é usado para controlar as faixas estreitas de temperatura de componentes eletrônicos e baterias em órbita. No entanto, o material é delicado, em caso de danos ou compressão o desempenho cai drasticamente. O CubeSat, apresenta uma estrutura limitada em dimensões, em que camadas pequenas do material MLI são utilizados. Porém a diminuição do tamanho da manta, aumenta as transferências de calor, impactando negativamente a eficiência. Especificamente, as mantas podem ser utilizadas em diversas naves espaciais, mas para o padrão CubeSat não apresentam resultados significativos (GILMORE; DONABEDIAN, 2002).

Figura 17 – Esquema do comportamento do fluxo térmico em uma manta multicamada.



Fonte: Elaborado pelo autor.

No entanto, observando a demanda crescente de pequenos satélites, acompanhado de altas demandas de energia, tem motivado várias empresas e pesquisadores a desenvolverem componentes miniaturizados para o controle térmico. Um exemplo, são as tiras térmicas flexíveis (flexible thermal straps - TMT). As tiras ou sintas térmicas são uma conexão flexível, acoplado termicamente ao satélite, conduzindo calor entre a fonte e um dissipador. Geralmente, são aplicados entre as placas PCBs do satélite ou estrutura. Em razão da sua característica flexível, as tiras não adicionam cargas estruturais ao CubeSat. Os materiais utilizados no TMT, geralmente são o cobre ou alumínio, especialmente pela alta condutividade dos materiais. Mas existem materiais com maiores condutividades aplicados, como o carbono e a grafite. As extremidades das tiras contém blocos para segurar os cabos no lugar para montagem ou anexo em outras superfícies do satélite. Recentemente, em pequenas naves espaciais, iniciou-se à aplicação de para-sol (*sunshield*) para reduzir a quantidade do fluxo solar incidente sobre o satélite, por meio do bloqueio da luz solar. O material com baixa absortividade proporciona uma redução na irradiação solar, favorecendo temperaturas entre 100 e 30 K (GUERRA; NODAR-LÓPEZ; TUBO-PARDAVILA, 2018).

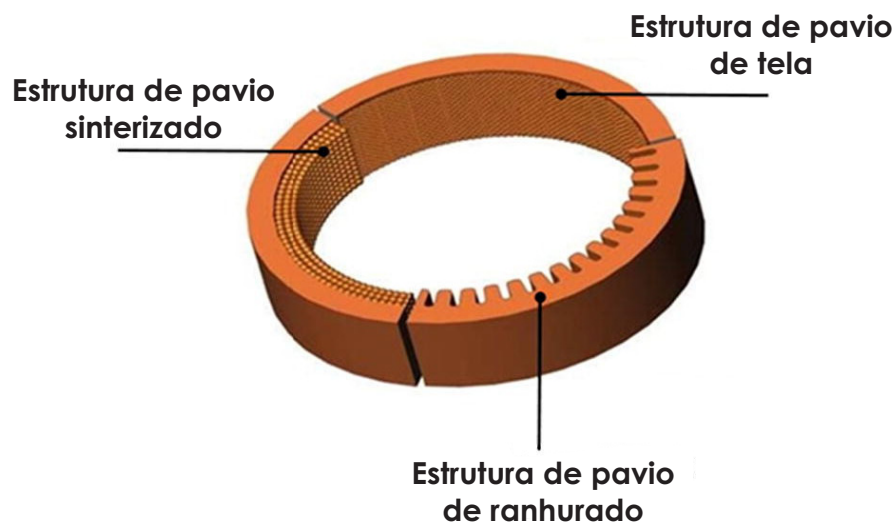
Igualmente, as aplicações recentes da blindagem, influenciaram a migração de algumas tecnologias utilizadas em grandes naves espaciais para o CubeSat, por exemplo, as grelhas térmicas desenvolvidas para grandes naves espaciais, em que são ativadas por uma quantidade de energia significativa, mas aplicadas em CubeSats são consideradas passivas. Resultado das adaptações e limitações de pequenos satélites em fornecer energia ao equipamento, tornando suas características são passivas. As persianas, semelhantemente as outras tecnologias de controle térmico, regulam a quantidade de calor à medida que as cortinas são abertas. Porém a emissividade média de IR da superfície muda, conforme é ativada. Introduzir dispositivos

espaciais miniaturizados é um desafio, tipicamente persianas estão associadas a um aumento de massa e potência de entrada, fatores limitantes em pequenos satélites. A NASA desenvolveu uma grela térmica passiva que utiliza molas bimetálicas para o controle das posições das abas. Portanto, quando a temperatura do satélite aumenta, as molas são expandidas, iniciando a abertura das grelhas para modificar a emissividade média da superfície. Igualmente, quando as temperaturas decaem, a superfície externa retorna as propriedades ópticas anteriores (YOST *et al.*, 2021).

Contrariamente, as tecnologias que utilizam as emissividades de IR entre médias e baixas para favorecer o controle térmico. Os radiadores são constituídos de materiais de alta emissividade de IR e baixa absorvidade solar, dissipando o excesso de calor por meio de transferência radiativa. O radiador desdobrável é fechado durante o trânsito, operando quando necessário para dissipar o calor em excesso. As restrições volumétricas de pequenos satélites, apresentam um desafio para sua aplicação.

Em razão da limitação das áreas externas do CubeSat preenchidas por células solares em que apresenta uma superfície radiativa. Mas observando o potencial de radiadores em dissipar o excesso de calor, houve um crescimento constante de aplicações da tecnologia nos últimos cinco anos, porém apenas em laboratório. Shoya ono e colegas desenvolveram um radiador desdobrável para pequenos satélites, o design pode conter e armazenar a área de radiação para o controle da dissipação de calor. (ONO *et al.*, 2015; YOST *et al.*, 2021)

Figura 18 – Estrutura de pavio comum entre tubos de calor: sinterizado, malha e ranhurado.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Os tubos de calor (heat pipe - HP), são dispositivos passivos compostos por um recipiente de metal, que contém um líquido sob pressão. A estrutura interna do tubo pode ser sinterizada, malha ou ranhurada, semelhante a um pavio, conforme a Figura 18. No momento em que o calor é aplicado a uma extremidade do tubo, o líquido próximo ao fluxo de calor vaporiza em um gás, se direcionando pela estrutura do tubo até a extremidade fria, condensando-se e

voltando ao estado líquido. O pavio direciona o condensado para a extremidade quente por ação capilar. Existem diversos tipos de tubo de calor, passivos ou ativos, com complexidades diferentes e condutâncias variáveis. Entre as tecnologias de controle térmico passivo, os tubos de calor oferecem uma eficiência significativa. Por exemplo, em um sistema de malha fechada, representando um CubeSat, em que o excesso de calor é transportado via os gradientes de temperatura. Os tubos de calor podem direcionar o fluxo de superfície mais quentes para mais frias, tipicamente capaz de ser acoplado termicamente a um radiador ou aquecedor (GERNER *et al.*, 2021; BROUWER *et al.*, 2017; ISAACS *et al.*, 2017; ZOHURI, 2016).

Assim, as principais tecnologias de controle térmico em CubeSat atuam passivamente, mantendo as temperaturas dos componentes sem o uso de equipamentos energizados. Normalmente, os sistemas passivos estão associados ao baixo custo, volume, peso e risco, se tornando vantajosos em especial para pequenos satélites (YOST *et al.*, 2021).

No entanto, o controle térmico adequado é influenciado por outros fatores, como os métodos de projeto estrutural e elétrico, além das tecnologias de controle. Desse modo, podemos dividir influência desses fatores em quatro grupos:

- Seleção de materiais:

Os materiais dos componentes estruturais aplicados, influenciam na transferência de calor que ocorre entre o CubeSat e as partes internas. A alta ou baixa condutividade térmica, atua possibilitando maiores fluxos entre os componentes;

- Orientação do CubeSat:

A altitude e atitude do satélite em órbita, podem ajudar a manter as faixas de temperaturas controlada. As mudanças de orientação devem ser consideradas apenas se a nova trajetória favorecer a dissipação de grandes quantidades de calor;

- Interfaces térmicas:

As resistências térmicas de contato entre os componentes do satélite, influenciam nas temperaturas gerais. As irradiações de calor incidentes no painel solar, direcionam o fluxo térmico entre as estruturas e componentes internos, podendo ser reduzida com o uso de arruelas, espaçadores com baixa condutividade térmica entre as PCBs ou parafusos que conectam a estrutura;

- Considerações sobre o projeto das PCBs:

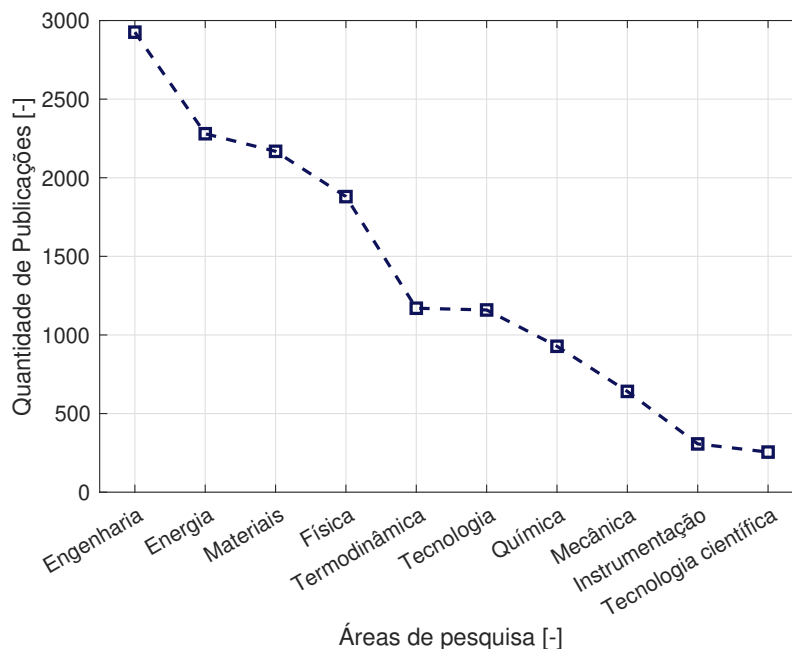
Dependendo das placas de circuito para cada subsistema, as camadas de cobre da placa podem aumentar a condução de calor além dos componentes elétricos, até os pontos de conexão industrial.

2.1.3.8 PC1 - Onde as pesquisas são publicadas?

A definição das perguntas características PC1 e PC2, seguem as *strings* definidas na Tabela 2. As bases de dados escolhidas para as perguntas características, tem o propósito fornecer dados para identificar a origem das publicações sobre o tema, em que periódicos são publicados, os países com maior número de publicações e as áreas do conhecimento em que o gerador termoelétrico são comumente usados. As referências para as análises estáticas estão disponíveis na *Web of Science* e *Scopus*. Os filtros aplicados durante a pesquisa limitam o período entre 2013 e 2021, em que o principal tipo de documento são os artigos e livros. A Figura 19 apresenta a quantidade de publicações na última década, dividida entre as dez principais áreas.

Dominantemente, os principais artigos e livros identificados sobre os geradores termoelétricos e CubeSats, encontram-se nas áreas de engenharia e energia. Os geradores termoelétricos apresentam um enorme potencial para geração de energia e aproveitamento de calor operacional. Resultado das características do TEG, em que um dispositivo de baixo custo, fácil manutenção e sem grandes riscos oferecem uma nova forma de coleta de energia e controle térmico. Comprovadamente, os geradores termoelétricos estão inseridos na área de combustíveis e energia, tal que apresentam um potencial para aplicação em pequenos satélites.

Figura 19 – Principais áreas de pesquisa.

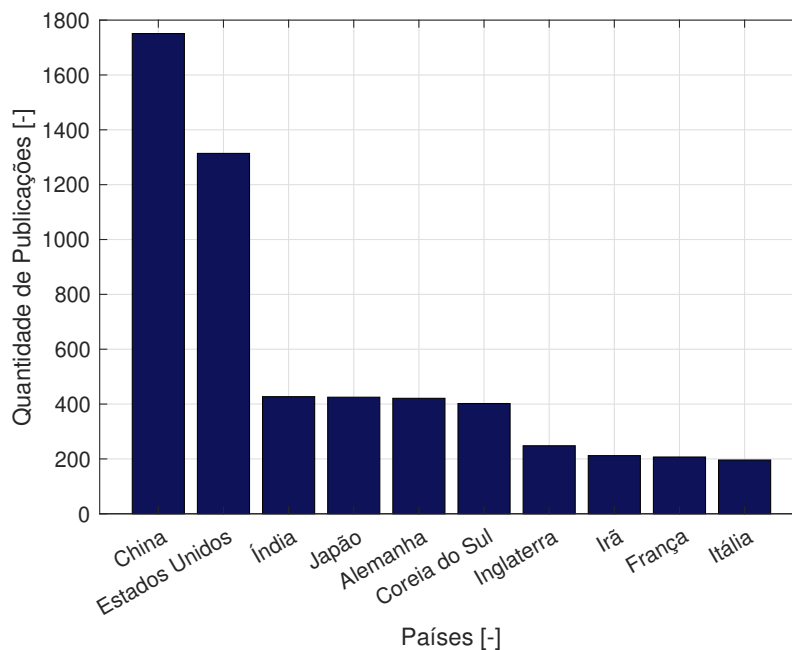


Fonte: Elaborado pelo autor.

A Figura 20 apresenta a origem dos pesquisadores e publicações, em que os Estados Unidos e a China são as maiores fontes de publicação e pesquisa sobre as potencialidades dos geradores termoelétricos. O Brasil concentra apenas 1.052% da totalidade de publicações na última década, com valores aproximados de 6.937, enquanto a China concentra mais de 25% de todas as publicações sobre a temática. De fato, encontram-se poucos estudos que considerem

o TEG como uma fonte alternativa de energia e potencialidades renováveis, as pesquisas são ainda mais escassas quando se associa o gerador termoelétricos com os CubeSats, painéis solares ou aproveitamento de calor operacional em indústrias, ou veículos, pesquisas comumente encontradas como aplicações para o TEG. Durante o processo de pesquisa se notou uma escassez de pesquisa relacionada ao tema, com a proposta semelhante à dissertação. Em que propõem um modelo tridimensional do gerador termoelétrico e CubeSat integrado para as análises térmicas utilizando simulações CFD.

Figura 20 – Principais regiões de publicações dos autores.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A dissertação contribui para a expansão de iniciativas brasileiras de integração e modelagem elétrica e térmica entre modelos tridimensionais, orientado para o gerenciamento térmico e geração de energia espacial entre CubeSats, aliado a cogeração de energia entre o gerador termoelétrico e os painéis fotovoltaicos.

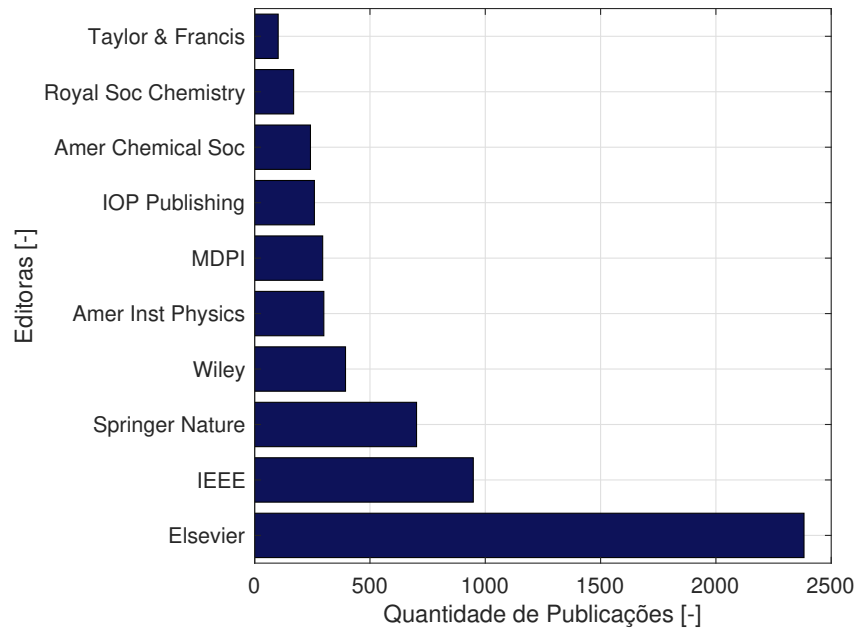
Dentre as dez principais jornais e revistas que concentram as publicações sobre os geradores termoelétricos, aproximadamente 50% tem aplicação nas áreas de energia, materiais e física, conforme a Figura 21b. Atualmente, as pesquisas concentram-se principalmente no aumento das figuras de mérito, diminuição das resistências térmicas de contato e compreensão das relações complexas de dependência entre as propriedades dos termopares do TEG, em razão dessas características um número massante de pesquisas concentram na área de materiais e física sobre as propriedades dos materiais. A segunda maior fonte de aplicação do TEG, são em áreas de conversão de energia, transferência de calor, e nanotecnologia.

A Figura 21a apresenta as editoras que detém o maior número de pesquisa aplicados aos geradores termoelétricos na última década. A editora elsevier acumula mais de 2000 pesquisas

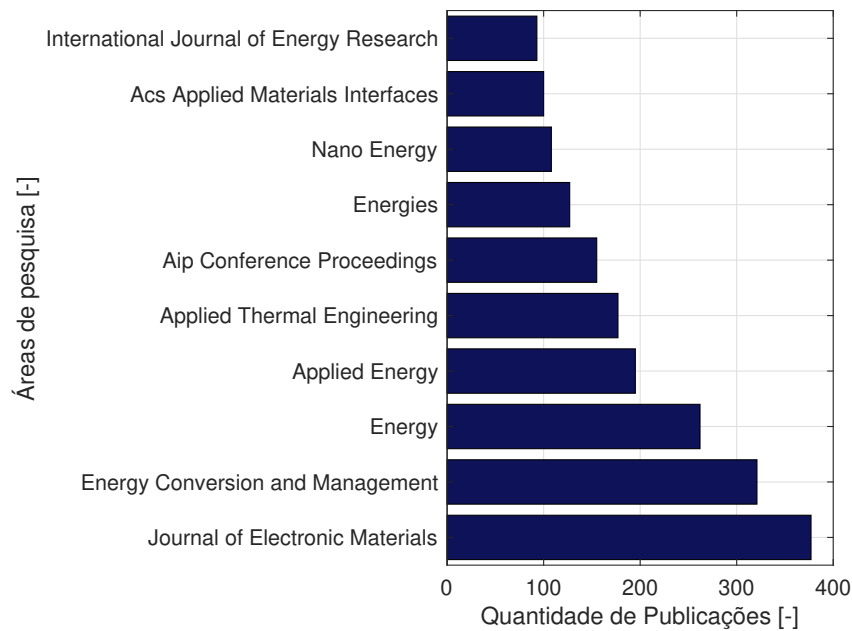
sobre o TEG, em diferentes áreas de pesquisa aplicados a engenharia, energia, física, inovação e tecnologia.

Figura 21 – Principais periódicos fonte de publicação.

(a) Periódicos.



(b) Jornais e Revistas.

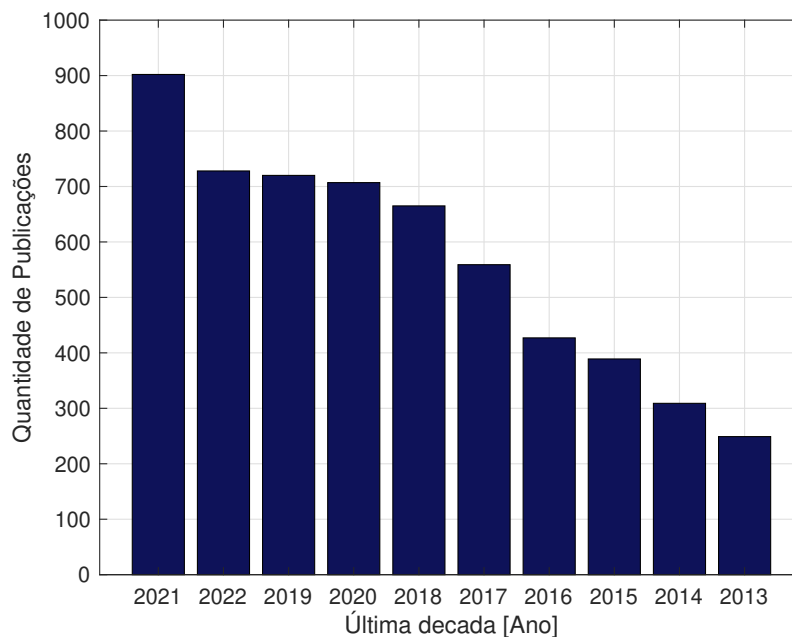


Fonte: Elaborado pelo autor.

2.1.3.9 PC2 - Qual é a quantidade de publicações por ano?

As publicações sobre os geradores termoelétricos tem aumentado ao longo dos últimos anos, em 2021 se registrou mais 900 pesquisas voltadas para os TEGs. A Figura 22 demonstra a quantidade de publicações durante a última década sobre os geradores termoelétricos. No total, mais de 9.000 pesquisas foram realizadas, abrangendo como tema principal o TEG.

Figura 22 – Quantidade de publicações por ano ao longo da última década.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Aproximadamente, 5.193 artigos tem como principal temática os efeitos termoelétricos das propriedades dos materiais. Aplicações em sensores remotos, robótica e bioengenharia refletem apenas uma pequena parcela do número de publicações anuais do TEG. As aplicações aeroespaciais, painéis solares hibridizados, modelagem e simulações térmicas sobre o gerador estão distantes em número de publicações sobre os materiais, a comunidade científica tem o enfoque maior em problemas gerais sobre a eficiência do gerador, que depende fortemente das propriedades dos materiais. Predominantemente, os estudos sobre os geradores encontram-se em inglês, fato que pode ser explicado porque a maior produção de artigos sobre o tema se concentram na China e posteriormente nos Estados Unidos, a academia chinesa de Ciências (*Academia Chinesa de Ciências*) é responsável por uma parcela das publicações seguido da NASA, departamento de energia dos Estados Unidos (*United States Department of Energy - COE*). A *elsevier* e *IEEE* detém o maior volume de artigos.

2.2 Simulações Térmicas em Nanossatélites

As limitações de geração de energia e dissipação de calor por área são típicos dos CubeSats. Os pequenos satélites operam em um ambiente de microgravidade, vácuo, e radiações (solar, albedo e IR). O ambiente espacial térmico, expõe o CubeSat a diferentes condições térmicas difíceis de serem simuladas e reproduzidas fielmente em laboratório. No entanto, a aplicação de ferramentas e metodologias de simulação numérica garantem aproximações com o ambiente real, estimando parâmetros de desempenho, potência dos subsistemas do nanossatélite, essenciais para o sucesso de missão. O cenário de simulação entre satélites tradicionais de médio e grande porte, resultam em soluções diferentes para pequenos satélites, devido às limitações de massa, volume e alta densidade de empacotamento dos componentes eletrônicos. Portanto, um dos desafios sobre às missões CubeSat é estimar os gradientes de temperatura no qual estarão expostos. Logo, a análise térmica dos componentes são fundamentais para o processo de escolha do design da nave espacial (SEBASTIAN; BABY, 2018).

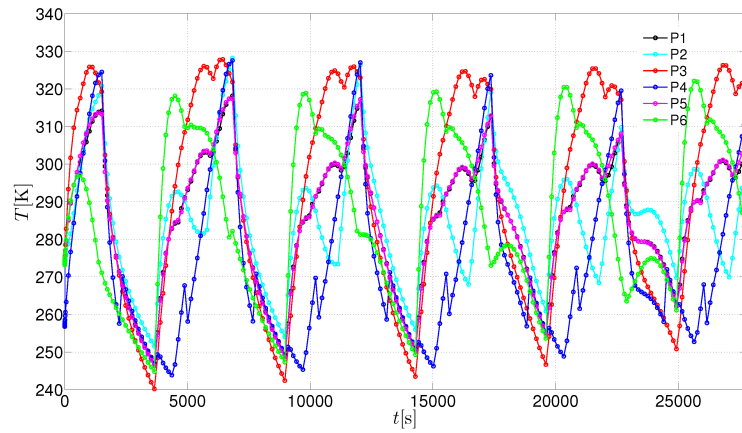
Flecht (2016) afirma que os perfis de temperatura para o satélite são modificadas por meio das interações entre o ambiente espacial térmico, os componentes e materiais do CubeSat. As variações significativas de temperatura sobre o satélite são o resultado da influência da órbita e variações de posição ao longo da trajetória do satélite, em que o objeto que está orbitando tem ação direta sobre as mudanças orbitais. As propriedades e fontes de calor espacial se diferenciam pelo tipo, e magnitude das taxas de transferência de calor absorvida e refletida pelo CubeSat. Portanto, nota-se a importância da predição das taxas de transferência de calor líquida sobre as estruturas do satélite.

O trabalho de Yang *et al.* (2020) estuda o comportamento térmico de uma bateria de íons de lítio para a projeção do gerenciamento térmico do satélite, utilizando um modelo tridimensional do satélite acoplado sobre uma rede térmica. Validado experimentalmente aplicando-se vários testes de carga, descarga e dissipação de calor, obtendo os gradientes de temperatura e resistência da bateria. Identicamente, Abada *et al.* (2018), Kriston *et al.* (2020), Baird *et al.* (2020) realizam experimentos de carga/descarga e fuga térmica sobre baterias novas e velhas com diferentes formas de aquecimento, atestando que a resistência das baterias diminuía visivelmente em altas temperaturas, resultando significativamente na redução da potência da bateria. Uma condição crítica pode desenvolver-se caso o calor não seja dissipado instantaneamente, resultando no aumento da temperatura da bateria rapidamente, provocando o descontrole do sistema de potência ou explosão das baterias.

Observando as variações de temperatura e gradientes baixos Knap, Vestergaard e Stroe (2020) simula as condições térmicas para uma missão CubeSat, investigando as condições ambientais e os impactos das temperaturas na faixa de -20° a 0°C nas baterias, em condições análogas aos trabalhos citados de carga e descarga, comprovando a degradação rápida do desempenho da bateria em temperaturas elevadas, comparando-se as condições reais de irradiação e armazenamento durante a vida útil do CubeSat, reduzindo o desempenho do sistema de

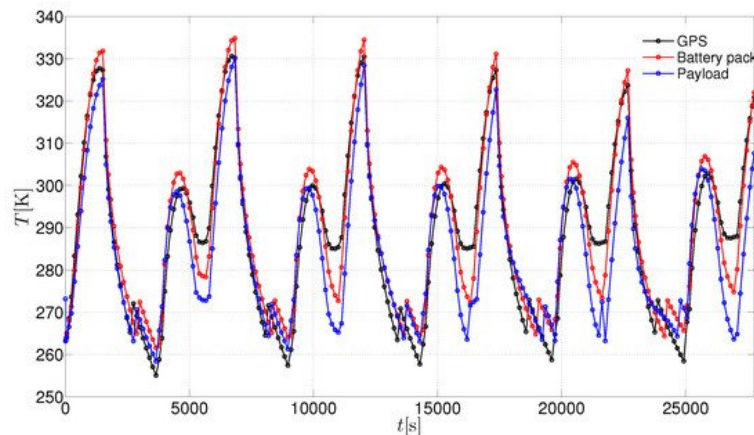
potência.

Figura 23 – Temperatura média em cada painel fotovoltaico durante 5 órbitas e ($\beta = 57^\circ$).



Fonte: Piedra, Torres e Ledesma (2019).

Figura 24 – Temperatura média em das placas PCB em função do tempo ($\beta = 57^\circ$).



Fonte: Piedra, Torres e Ledesma (2019).

Piedra, Torres e Ledesma (2019) esclarecem a necessidade da previsão dos perfis de temperatura e fluxos térmicos sobre a estrutura do CubeSat em condições térmicas extremas, a fim de avaliar as temperaturas impostas sobre os eletrônicos e carga útil, estimando os limites operacionais e mantendo as temperaturas na faixa de funcionamento dos subsistemas do satélite. As Figuras 23 e 24 demonstram as interações térmicas espaciais sobre as células PV e os componentes eletrônicos do satélite.

Em simulações e operações, o desempenho dinâmico dos satélites devem ser relacionado com a cinética, atitude, elétrica e desempenho da comunicação a partir de simplificações aproximadas. Do mesmo modo, as simplificações nas simulações térmicas conduzem o modelo a efeitos próximos a realidade do satélite em órbita, estimando pontos críticos de temperatura durante a trajetória. Geralmente, pequenos satélites possuem um sistema parcial ou passivo de controle térmico. As análises térmicas são realizadas geralmente por softwares de balanço

térmico e análises via o método dos elementos finitos (FEM). Considerando que os modelos CFD são limitados na aplicação aeroespacial, em virtude da atmosfera rarefeita e os fenômenos de transferência de calor regulados pela condução térmica e radiação no espaço (RAIF; WALTER; BOUWMEESTER, 2010; CORPINO *et al.*, 2015).

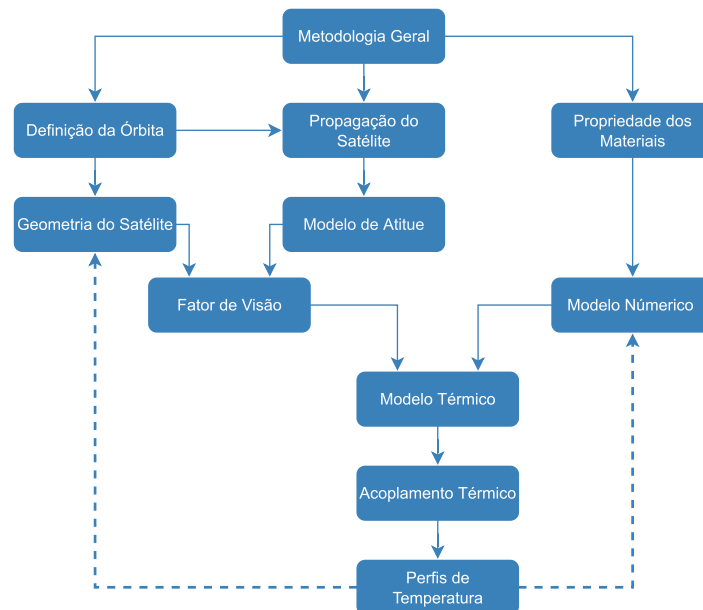
Semelhantemente Flecht (2016) simula o ambiente térmico extremo do espaço para dois nanossatélites (picSat e circus) para verificar a capacidade de vida útil e sobrevivência dos satélites no ambiente espacial. A malha térmica dos domínios presentes no modelo do satélite são discretizados em nós, representando a condutividade térmica e propriedades ópticas superficiais dos materiais. As simulações utilizaram software SYSTEMA/THERMICA, para simular uma órbita de 30.000 s, equivalente a cinco órbitas e meia. As simulações abrangem todos os subsistemas do CubeSat e painéis solares. As faixas de temperatura detalham dois casos possíveis denominadas quente e frio para o picSat. O sistema EPS simulado com o picSat contém 32 células solares com faixas de temperatura operacional para o conjunto eletrônico entre -15 e 50 °C e baterias recarregáveis entre 0 e 20°C.

Um modelo similar e proposto, porém com faixas de temperatura única, segundo Garzón e Villanueva (2018) que apresenta um modelo com um único nó e temperaturas comuns a todos os componentes do satélite para predição térmica em diferentes órbitas para o CubeSat libstar 2 e as variações do fluxo de calor externo ao longo da sua vida útil. O CubeSat tem dimensões de 10 × 10 cm na face frontal e 10 × 30 cm. As PCBs comportam os subsistemas e componentes do satélite; câmera fotográfica, baterias, ADCS, OBC, EPS, transceptor VHF-UHF, transceptor S-Band, painéis solares. Os valores de predição térmica foram realizados pelo software de análise térmica ESATAN-TMS através de três etapas definida pelo modelo geométrico. A primeira etapa modela uma caixa em forma de paralelepípedo com seis faces e cascas de 2 mm de espessura com o interior termicamente inativo, enquanto as faces externas foram atribuídas as propriedades térmicas e óticas. A órbita assumida possui um círculo de raio $R = 7110$ Km, descrito com base sistema de coordenadas geocêntricas equatoriais (geocentric equatorial coordinate system - GECS). Considerando os cálculos da radiação solar direta, radiação IR e radiação solar refletida. As variações anuais dos extremos de temperatura foram calculados com base no ângulo β durante o período de um ano.

Todas as etapas de modelagem térmica e simulação do satélite devem ser definidas seguindo etapas ou metodologia baseado na abordagem da aplicação em pequenos satélites padrão CubeSat garantindo a flexibilidade e permitindo uma adaptação rápida durante as mudanças dos parâmetros da missão como as dimensões, órbitas, atitude do modelo em função dos feedbacks das faixas de temperatura para todos os sistemas embarcados. Uma proposta de metodologia e apresentado pela Figura 25 com início na definição da órbita do satélite para a propagação e definição dos elementos orbitais. O método tem base em um banco de dados de material que fornecem informações sobre a propriedade dos materiais, coeficiente de absorção, coeficiente de transferência de calor, contato, condutância, relacionado aos valores apresentados na literatura

e em experimentos. A propagação do satélite permite obter o modelo de atitude do satélite para a determinação do parâmetro de visão da superfície do CubeSat que representa a razão entre a energia irradiada e a energia total. O cálculo dos parâmetros de visualização depende da determinação da insolação do fator de visão em cada superfície e o sol, considerando os efeitos de sombreamento, energia térmica interna e transferência. Mesclando os resultados da matriz do fator de visualização é possível construir o modelo térmico final (GULDE *et al.*, 2018).

Figura 25 – Fluxograma da simulação e modelagem térmica.



Fonte: Adaptado de Gulde *et al.* (2018).

Os projetos de sistemas de controle térmico proposto Fortescue e Stark (2011) se difere em algumas etapas da proposta por Gulde *et al.* (2018) em que o estudo é centrado na base de dados das propriedades dos materiais. Fortescue e Stark (2011) reconhecem que a influência da órbita do satélite nas temperatura e potência devem ser investigadas. A fim de controlar as faixas de temperatura nos subsistemas do satélite. Em temperaturas fora da faixa operacional, um gerenciamento térmico adequado deve ser aplicado, ou seja, o controle sobre o fluxo térmico do CubeSat aumenta a sua dissipação de energia durante as fase de geração de energia. Consequentemente, melhorando a eficiência de geração de energia.

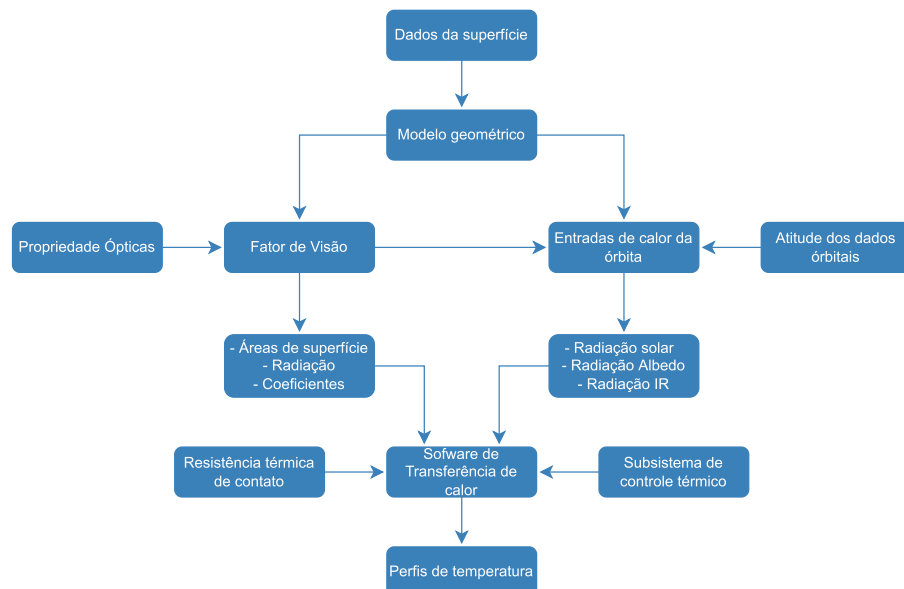
2.2.1 Subsistema de controle de temperatura

O sistema de controle de temperatura tem como principal função manter a estabilidade térmica entre os subsistemas do satélite nas faixas operacionais. As temperaturas são pré-definidas internamente com base nos componentes críticos do satélite, resultado das simulações, análises numéricas e analíticas. As temperaturas típicas de componentes espaciais está entre -20 e 50 °C para os componentes eletrônicos, e para as baterias em torno de 0 a 20°C. O controle de temperatura em ambientes extremos, como o espaço, requerem uma alta confiabilidade como

garantia, com o propósito estimar o desempenho e desgaste para o CubeSat (FORTESCUE; STARK, 2011).

Normalmente, são definidos um limite operacional e um limite de sobrevivência, cuja funcionalidade é manter a operabilidade dos componentes entre aos valores de sobrevivência mesmo em temperaturas altas com uma extrapolação de 10°C acima do limite operacional. A Figura 26 demonstra o processo de controle térmico em um satélite. A capacidade de rejeição de calor para o espaço é apenas por radiação, estando conectado diretamente com o design do satélite. Sabendo-se que a dimensão influencia diretamente no processo de gerenciamento térmico, os CubeSats possuem um controle térmico complexo em comparação com grandes satélites. Resultado da densidade de potência pequena e fluxo térmico de rejeição de calor residual também pequeno. (YENDLER, 2021).

Figura 26 – Propostas de etapas para o controle térmico (TCS).



Fonte: Adaptado de Carvalhais (2019).

Yost *et al.* (2021) esclarece que o controle térmico pode ser realizado, ativo ou passivamente, semelhante a satélites de grandes dimensões. O controle térmico passivo mantém as temperaturas sem o uso de equipamentos energizados, em função das características dos CubeSats que envolvem massa, volume e potência limitada, o controle passivo especialmente se adapta. As tecnologias de controle térmico aplicáveis são: isolamento multicamadas (IM), tubo de calor, cintas térmicas, guarda-sóis, materiais de interface, condutância de interface, persianas, revestimentos e acabamentos, citado nas questões de pesquisa. Existem desafios e dificuldades para o controle térmico em pequenos satélites como demonstrado na Tabela 5. Uma parte da dissertação dedica-se a investigar os efeitos das limitações do controle térmico sobre a geração de energia.

Tabela 5 – Desafios e limitações do controle térmico em CubeSats.

Componentes do satélite	Desafios
Baterias	Geralmente operam em faixas de temperatura menores, sendo a melhor maneira para controle térmico o uso de radiadores e aquecedores.
Sensores de IR	Operam em temperaturas baixas, o que pode causar complicações quando próximo de componentes de operação alta.
Radiadores	Requer um fluxo de calor de residual bem maior, na faixa típica de 150 a 300 W/m^2
Elementos ópticos	Não suporta grandes diferenças de temperatura, podendo causar distorções térmicas
Propriedades	Dificuldades
Baixa massa térmica	O CubeSat tende a reagir mais com o ambiente térmico do espaço
Limite de volume	Com área menor e volume limitado os componentes eletrônicos tendem estar mais acoplados termicamente.
Limite de potência	Potência limitada, tornando o controle térmico ativo mais difícil devido a baixa disponibilidade de energia
Área externa limitada	Menor espaço disponível para células solares, radiadores e instrumentos científicos

Fonte: Yendler (2021).

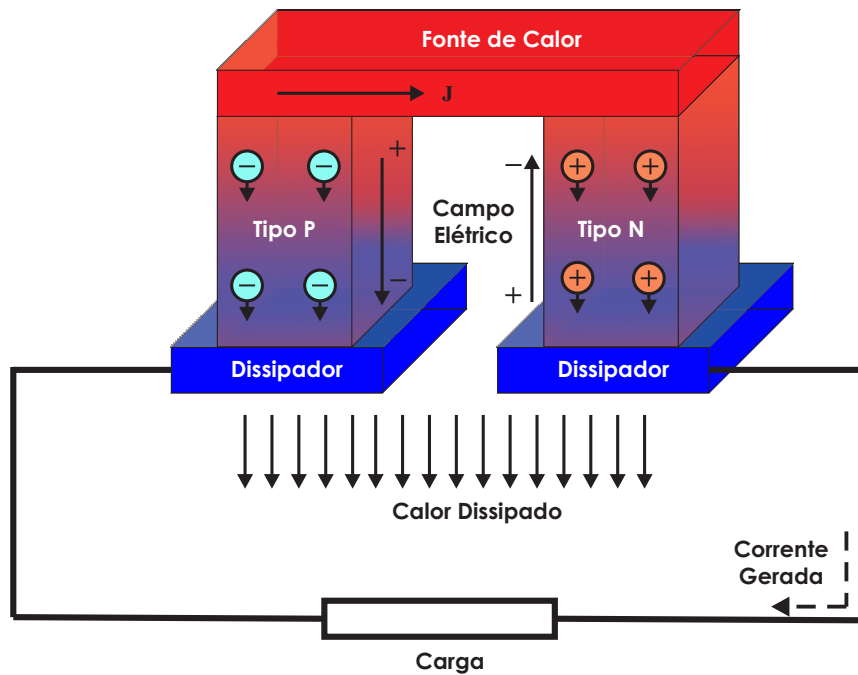
2.3 Geradores Termoelétricos

A concepção de termoeletricidade foi discutida e introduzida inicialmente por Thomas Seebeck em 1821, formulado teoricamente pela metodologia de Onsager e Casimir em 1951. Porém a termoeletricidade teve sua origem descoberta por um físico italiano Alessandro Volta em 1800 por um experimento com eletricidade entre dois metais diferentes, criando-se a hipótese que resultaram na criação dos princípios do termopar. Após outros pesquisadores como Jean Peltier e William Thomson (Lord Kelvin) se interessarem pelos efeitos termoelétricos, se deu origem aos três efeitos básicos da termoelétrica (BORGES, 2012; RAD *et al.*, 2019). Os geradores termoelétricos são dispositivos escaláveis com diferentes aplicações para microgeração na escala de microwatts a quilowatts. Zebarjadi *et al.* (2012) relata que a eficiência do TEG em relação à eficiência de Carnot é corriqueiramente inferior a 5%, se comparado com as alternativas para aproveitamento de calor operacional, sua eficiência é tipicamente menor comparando com sistemas de turbina a vapor e sistemas orgânicos de ciclo Rankine, sendo que as turbinas a vapor apresentam eficiência em torno de 40% sobre o ciclo de Carnot, porém as principais vantagens estão nas suas dimensões com placas milimétricas, escalabilidade, sem partes moveis, peso, flexibilidade e aplicação em situações de calor intermitente.

A Figura 27 representa os elementos são acoplados termicamente em paralelo e eletricamente em série por meio de duas conexões com temperaturas diferentes fixado entre placas

cerâmicas soldadas que isolam e preservam a estrutura. À medida que o gradiente de temperatura entre a junção quente e fria T_1 e T_2 se movem, é possível medir a potencial elétrico do circuito entre os terminais do tipo n e p, sendo proporcional ao gradiente de temperatura, com o grau de inclinação definido como coeficiente de Seebeck S_e do par de condutores (HUESGEN; WOIAS; KOCKMANN, 2008; FLEURIAL, 2009; SNYDER; TOBERER, 2011; LEE, 2016b)

Figura 27 – Princípio de funcionamento dos termopares do gerador termoeletrico.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Os princípios fundamentais dos dispositivos termoeletricos tem como base a estrutura interna do TEG com diferentes elementos semicondutores entre si. Os geradores termoeletricos são responsáveis por converter um potencial fluxo de calor através do gradiente de temperatura em energia elétrica, tensão criada quando o calor passa pelo módulo. Esse efeito foi descoberto por Seebeck que ocorre quando dois semicondutores do tipo p , que têm lacunas e n , que possuem internamente muitos elementos acoplados. Os TEGs são compostos por três elementos principais segundo Jouhara *et al.* (2021) que consideram três funções responsáveis pela troca térmica: trocador de calor (heat exchanger - HIEX), que absorve o calor e transfere para os módulos termoeletricos (thermoelectric modules - TEM), responsáveis pela geração de eletricidade através do gradiente de temperatura, dissipando o calor adicional.

2.3.1 Geradores híbridos fotovoltaico -termoeletrico

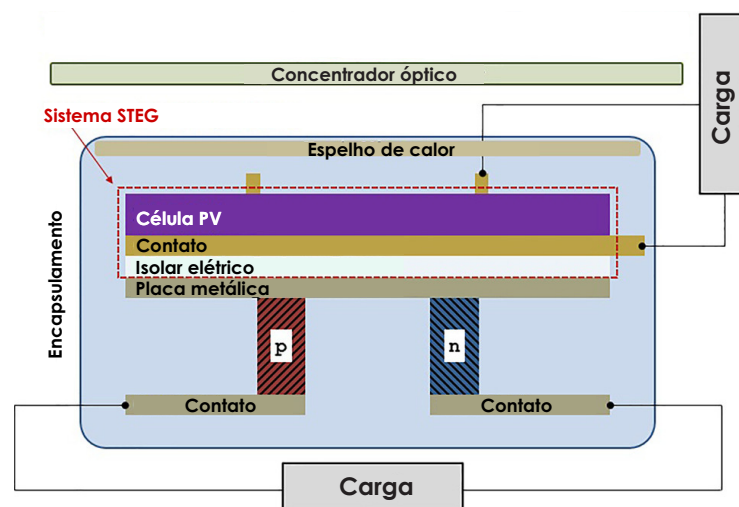
O desenvolvimento de sistemas combinados, inicia-se a partir da integração entre geradores termoeletricos e painéis solares, definido como STEG. Em 1922 Coblenz, propôs um sistema no qual os termopares eram de cobre e constantan, soldados sobre uma folha de cobre pintada. Resultando em uma eficiência muito baixa, inferior à 0,01%. Mas, Telkes em 1954,

com concentração óptica de $1\times$ e $50\times$, demonstrou a eficiência do seu sistema entre 0,63 e 3,35%, tornando o STEG competitivo no mercado. O aumento de eficiência foi resultado de um avanço entre os materiais termoelétricos feitos em liga de *BiSb/ZnSb*. O STEG se tornou competitivo, mas sem avanços significativos em usos terrestres. Mas em outra perspectiva, ao longo dos últimos vinte anos o desenvolvimento dos sistemas STEG foi voltado para aplicações espaciais. As aplicações espaciais de dispositivos TEGs foi renovada durante a década de 80, com progressos intermitentes (COBLENTZ, 1922; TELKES, 1954; KRAEMER *et al.*, 2012; NARDUCCI *et al.*, 2018).

O surgimento do termo hibridização refere-se a integração de células solares com geradores termoelétricos. A definição do termo sistemas totalmente hibridizados, tem referência entre a conexão entre os dispositivos termoelétricos e células solares serem conectados elétrica e termicamente entre si. (KRAEMER *et al.*, 2008) usa um divisor de feixe para acoplamento térmico e uma célula solar de silício, sob o espectro padrão global (AM1.5G), 69,32% da radiação solar é absorvida pela célula fotovoltaica. TEG utiliza apenas a fração de onda curta do espectro, responsável por 1,35% da potência radiação incidente. Mas a contribuição principal da potência de entrada do TEG vem da conversão do comprimento de onda longa, que representa 28,55% do espectro. As afirmações representam um potencial promissor entre sistemas PV e TEG.

Os geradores híbridos fotovoltaico termoelétrico (HTEPV) possuem o mesmo fluxograma de componentes que o sistema STEG. A diferença entre os sistemas é que o coletor opto-térmico em geradores híbridos é a célula fotovoltaica, que está produzindo energia elétrica. Sendo a eficiência total do sistema a soma entre a eficiência do TEG e PV. Referindo-se ao caso mais simples em que os módulos PV e TEG são acoplados termicamente e separados eletricamente, a Figura 28 demonstra um sistema híbrido (NARDUCCI *et al.*, 2018).

Figura 28 – Esquema de um gerador solar híbrido termoelétrico-fotovoltaico acoplado termicamente.



Fonte: Adaptado de Lorenzi e Chen (2018).

Lorenzi e Chen (2018) expõem as principais tecnologias estudadas por pesquisadores

no campo de hibridização fotovoltaica termoeétrica, aplicando duas soluções principais. A primeira divide o espectro solar, no qual o divisor de feixe redireciona uma parte da irradiância incidente para a célula solar, e a parte IR para um gerador termoeétrico TEG. A segunda solução opticamente acoplado possui diversas pesquisas por grupos diferentes, que apresentam resultados promissores, no qual o TEG é acoplado termicamente a célula PV na face posterior (WU; WU; XIAO, 2015; DA; XUAN; LI, 2016; LAMBA; KAUSHIK, 2016; HAJJI *et al.*, 2017; CONTENTO *et al.*, 2017).

Luo *et al.* (2020) afirma que o atual cenário tecnológico dos TEGs se encontra em desenvolvimento, sendo considerado promissor para a geração de energia limpa e renovável devido aos méritos do dispositivo. Os TEGs podem ser encontrados ainda em fase de laboratório tendo como principal razão a conversão de energia em torno de 4%, que retoma o desafio de desenvolver materiais com maior valor de figura de mérito ao lado dos otimizadores baseado na estrutura do TEG. Observando o potencial do TEG para aproveitamento de calor operacional através da conversão direta de parte do espectro solar em eletricidade mesmo em situações intermitentes.

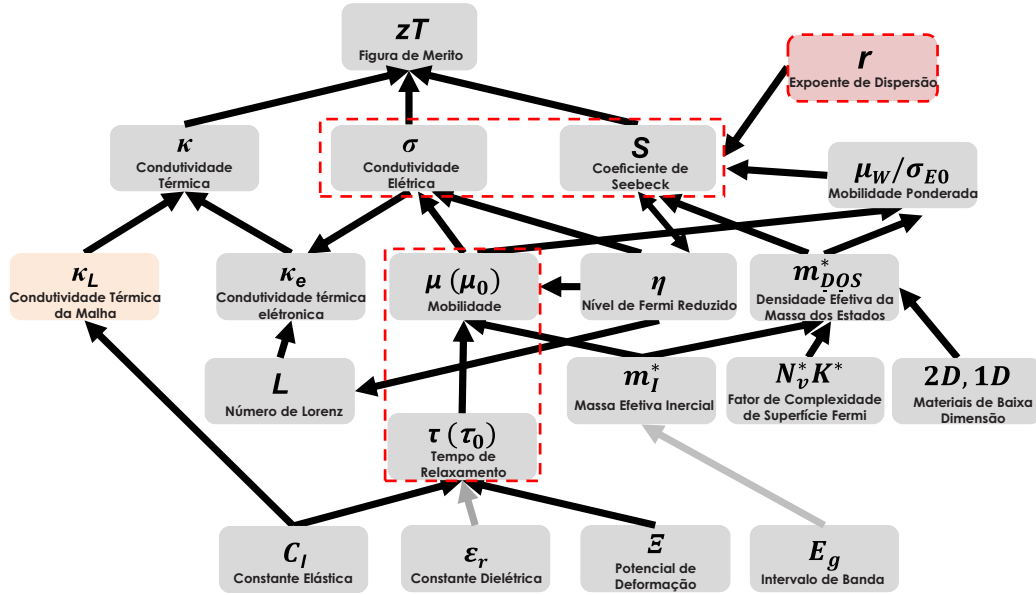
Bjørk e Nielsen (2015) realiza a análise do sistema PV integrado ao gerador termoeétrico utilizando quatro tipos diferentes de PVs comerciais com o TEG em telureto de bismuto, Bi_2Te_3 . Os dois dispositivos são mantidos a mesma temperatura com o TEG acoplado na parte posterior do sistema PV considerando os materiais: silício cristalino (c-Si), silício amorfo (a-Si), gálio de índio de cobre (di), selenida de gálio de índio de cobre e telureto de cádmio (CdTe). O aumento da temperatura provoca a degradação da célula fotovoltaica, assim como a baixa eficiência do TEG provoca um aumento de potência. A combinação do sistema resulta em uma eficiência menor do que o sistema PV sozinho, sendo ligeiramente maior para as células a-Si, aumentado pelo TEG. O TEG em conjunto com sistemas híbridos integrados ao sistema PV nos últimos anos são aplicados como solução para o problema de geração de energia. Beerli *et al.* (2015) esclarece que quando um TEG entra em contato com uma célula fotovoltaica durante seu funcionamento, a temperatura média da célula diminui, resultado da absorção do TEG, aumentando a eficiência do ciclo de vida da célula e um maior desempenho do sistema. Em suas análises Beerli apresenta que o sistema híbrido proposto com uma célula fotovoltaica multijunção, alcançaria até 32,09% de eficiência.

Nesta perspectiva de sistema híbridos, intitulado por Lorenzi *et al.* (2021) como termoeétrico/fotovoltaico. Lorenzi realiza a modelagem de um sistema para recuperação de calor das células solares. O gerador termoeétrico de Telureto de Bismuto Bi_2Te_3 é otimizado e integrado a células solares com silício amorfo (a-Si), fosforeto de gálio de índio (GaInP) ou células solares perovskitas. A modelagem resultou que nos três casos os ganhos em eficiência teve um valor máximo de 3,1%, para perovskitas entre 16,4 e 19,5%, com temperaturas convencionais típicas de PVs comerciais.

Observando o foco das pesquisas em materiais termoeétricos; Rad *et al.* (2019) cria e

simula um modelo matemático, que atesta os efeitos de diferentes propriedades de transporte de materiais na eficiência do TEG. O potencial do material termoelétrico pode ser expresso por um número adimensional denominado figura de mérito Z_T , que representa a eficiência do material TE, materiais com Z_T entre 1,5 e 2 podem ser aplicados para o aproveitamento de calor residual, controle de temperatura e resfriamento (TWAHA *et al.*, 2016). Para valores fixos de $\bar{Z}_T = 1$, Rad *et al.* (2019) afirma que houve um incremento do fator de potência (FP) para 15, mas a condutividade térmica obteve melhorias pelo FP de 13,33, aumentando a potência de saída em até 45%. Os Valores do fator de potência altos, resulta em fatores de preenchimento baixos e menor resistência térmica do dissipador e fonte de calor. Jia *et al.* (2021) expõe que com tantos parâmetros diretamente proporcionais a Z_T , se entende o foco das pesquisas em materiais termoelétricos. A figura de mérito possui interdependências complexas, conforme a Figura 29, tornando o aprimoramento longe da trivialidade.

Figura 29 – Diagrama de árvore entre as interdependências de transporte que compõem $\bar{Z}_T$.



Fonte: Adaptado de Jia *et al.* (2021).

Lee *et al.* (2018) realiza uma análise analítica via método numérico com base em equações constitutivas, considerando a influência das propriedades que dependem da temperatura do material, os resultados demonstraram que a real figura de mérito com perdas térmicas para um TE é menor que a figura ideal de mérito com base nas propriedades do material. Nota-se a importância do parâmetro da figura de mérito sobre a eficiência de conversão do TEG, diversos autores se esforçam significativamente para obter valores de Z_T mais altos (ORABI *et al.*, 2015; ORABI *et al.*, 2016; BANG *et al.*, 2016; NGONDI; LEE; WEE, 2017).

2.3.2 Simulações térmicas no gerador termoelétrico

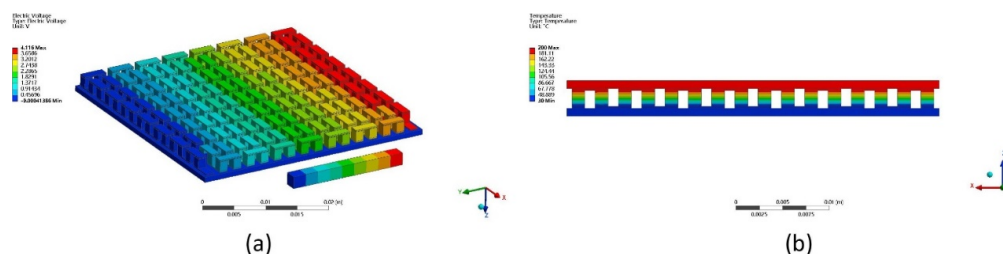
Torrecilla *et al.* (2018) realiza uma análise de resposta transiente elétrica e térmica sobre um gerador termoelétrico com mudanças de carga, através do ponto de potência máxima

(maximum power point- MPPT) demonstrando as variações com o tempo e dificuldades da ferramenta no rastreamento do ponto de máxima potência devido às variações transientes. Teoricamente a potência máxima do TEG é maximizada quando a resistência de carga é igual à resistência interna, mas caso a diferença de temperatura seja transiente as características de saída do TEG não coincidirão com a teoria, sendo difícil tornar as temperaturas constantes em todo dispositivo em aplicações reais.

Sendo assim o efeito Peltier negativo faz parte do processo de conversão de energia termoelétrica devido às restrições de temperatura constante em condições reais, logo em condições transientes de temperatura é inevitável que o valor de Peltier seja negativo. O efeito Peltier diminui o gradiente de temperatura efetiva, resultando no baixo desempenho do TEG. O impacto sobre o gerador é atenuado ao ter condições fracas de transferência de calor, apresentando um desvio significativo nos desempenhos teóricos de saída do TEG (WANG *et al.*, 2019).

Observando os impactos do efeito Peltier sobre a geração de energia termoelétrica, Liao *et al.* (2018) propôs um modelo numérico tridimensional do TEG com as temperaturas constantes nas faces quente e fria, conforme a Figura 30. O resultado sobre a eficiência do TEG foi significativo, sendo que o fluxo de calor através do TEG aumentou em 30%, maximizando a potência de saída, com correlação direta a diminuição do efeito Peltier sobre o dispositivo. A dependência das características elétrica do TEG como potência, eficiência, resistência de contato e eficácia da condutância térmica variam com a dependência das diferenças de temperatura e fluxo térmico entre as placas quente e fria. Observando a importância de obter-se parâmetros elétricos instantâneos durante as simulações tridimensionais, Li *et al.* (2015) propõem uma simulação térmica transiente multifásica sobre o dispositivo atestando que a radiação no desempenho térmico e elétrico são desprezíveis, mas a temperatura na interface dos substratos do TEG não são uniformes.

Figura 30 – Simulação térmica da distribuição de potência quando o lado quente e frio estão em 200 - 30°C.



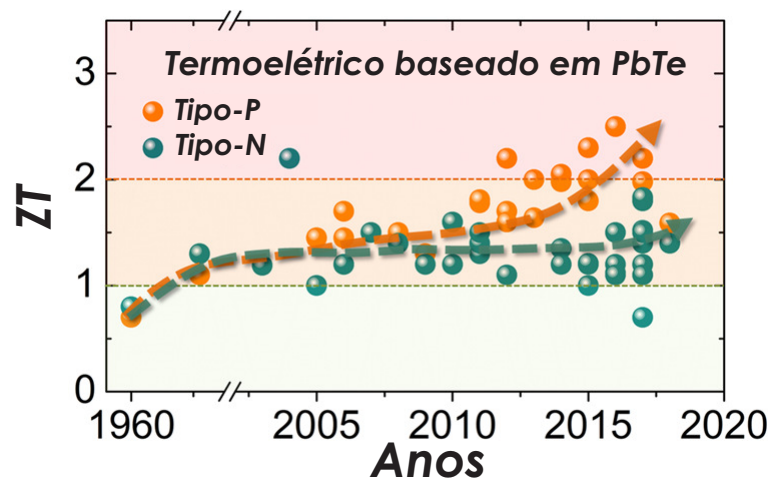
Fonte: Liao *et al.* (2018).

Semelhante à etapa de simulação do modelo térmico do TEG que a dissertação propõem. Korotkov *et al.* (2017) realiza simulações numéricas com base no método dos elementos finitos utilizando o software ANSYS com temperaturas que variam entre 175°C para o lado quente e frio até 15° com a resistência externa de $R_L = 13 \text{ Ohm}$.

2.3.3 Materiais termoelétricos

Os dispositivos termoelétricos levaram diversas décadas até o seu desenvolvimento entre 1990 e 1960. Seebeck, descobriu os fenômenos em 1821, definido por *Altenkirch* em 1911. Atualmente os materiais termoelétricos são definidos como de primeira geração, com média entre 0 e 1, para valores de figura de mérito Z_T , resultando em uma eficiência de 5%. O percentual baixo de eficiência dos materiais termoelétricos tem relação direta com a complexidade das dependências entre as propriedades, porém várias décadas de estagnação em pesquisas e inovação teórica estimulou experimentos e avanços a partir de 1990, conforme a Figura 31 (LEE, 2016b).

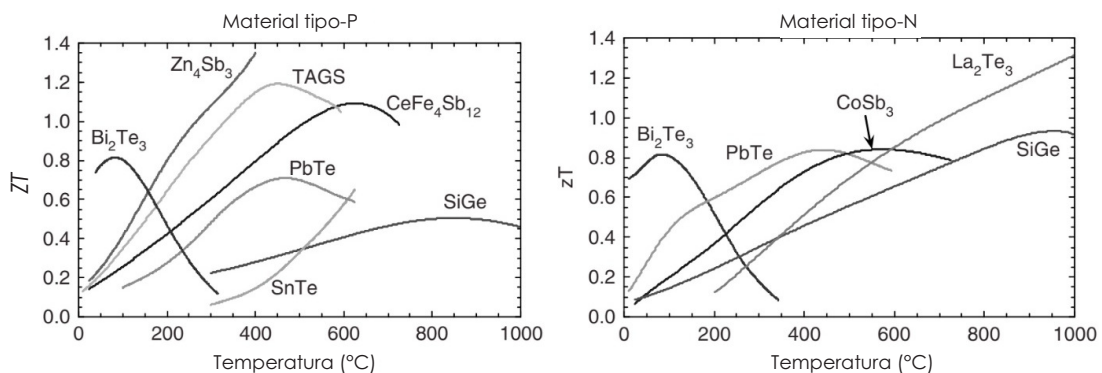
Figura 31 – Linha do tempo do avanço dos valores de Z_T a base de $PbTe$.



Fonte: Xiao e Zhao (2018).

O foco em melhorias teóricas sobre o aumento do fator de potência trouxe resultados significativos, graças a redução da condutividade térmica. Conforme a Figura 32, após uma duplicação dos valores de Z_T para altas temperaturas, definiu-se a segunda geração dos materiais termoelétricos com Z_T em faixas entre 1,3 e 1,7, resultado do uso de precipitados em nanoescala e heterogeneidade para redução dos valores de condutividade térmica, retornando uma eficiência de conversão entre 11 e 15% (SHI; KIOUPAKIS, 2015).

Figura 32 – Figura de mérito Z_T para os materiais termoelétricos tipo p e n .



Fonte: Mazzetti *et al.* (2019).

Mazzetti *et al.* (2019) afirma que diversos materiais foram desenvolvidos visando alcançar maiores eficiências de conversão como os chalcogenídeos, silício-germânio (SiGe), telureto de chumbo (PbTe), clatrato, skutterudite, óxidos e semimetal Half-Heusler, a Tabela 6 demonstra a eficiência dos materiais em função das temperaturas, existem alguns materiais com herança espacial sendo o PbTe, telureto de antimônio, germânio, prata (TAGS) e SiGe que foi desenvolvido para amplas faixas de temperatura no qual o lado quente pode chegar até 1000°C.

Tabela 6 – Especificações de geradores termoeletrônicos utilizados no espaço.

Tipo	Z_T	Potência de saída [W]	Eficiência [%]	Potência Específica [W/kg]	Temp. de T_h [K]	Razão T_h/T_c
<i>PbTe</i>	0.7	2.7 - 70	4.2 – 6.2	5 - 6	700 - 900	1.5 - 2.1
<i>PbTe</i> /TAGS	0.6 – 0.8	40 - 120	5.0 – 5.4	19.4 - 23.6	780 - 820	1.6 - 1.8
<i>SiGe</i>	0.6	150 - 300	6.3 – 6.5	23.4 - 45.8	1273	2.2 - 2.3

Fonte: Chen, Liu e Shi (2020).

Chen, Liu e Shi (2020) expõe que para uma determinada faixa de temperatura, a figura de mérito Z_T produz uma maior eficiência ao sistema. Por exemplo, na prática se desejamos obter 25% de eficiência utilizando a tecnologia, comparando os coeficientes de desempenho ao limite teórico das máquinas térmicas, apenas só seria possível se os valores médios de Z_T dos materiais termoeletrônicos constituintes estiver em 2, com condições de temperatura específicas no lado quente em torno de 1000 K. No entanto, o cenário atual não dispõe de valores de Z_T médio tão altos, mas possui amplas faixas de temperatura.

2.3.3.1 Física dos materiais termoeletrônicos

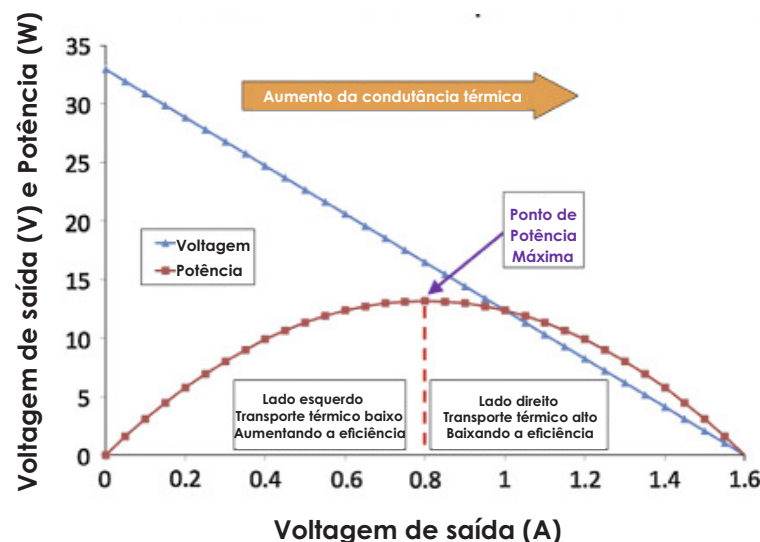
O fenômeno de transporte é responsável pela física presente nos elétrons e fônons entre os condutores, semicondutores, corrente elétrica e o fluxo de calor. As funções são acopladas ao campo elétrico e gradiente de temperatura. A partir das Equações 3.10 e 3.11, sem saber absolutamente os valores dos coeficientes de Seebeck S_e , Peltier π , condutividade elétrica σ e temperatura T , podemos admitir que para qualquer material que permita condução elétrica e térmica um gradiente de temperatura ocasiona um campo elétrico e vice-versa (YAN, 2011).

2.3.4 Característica da curva de tensão e corrente

Segundo Montecucco, Siviter e Knox (2014) ilustra o comportamento do TEG quando e operado à esquerda do ponto de potência máxima (maximum power point - MPP), os fluxos de corrente reduzidos e condutividade térmica efetiva dependem do fluxo atual, devido ao efeito parasitário de Peltier. Nessas condições a energia térmica conduzida através do TEG é menor do que o ponto de potência máxima, resultando em uma carga térmica mais baixa que é imposta ao sistema geral. A baixa eficiência térmica da operação do TEG ao lado direito do ponto MPP é resultado da alta condutividade térmica e energia que são maiores que o ponto MPP.

Semelhante às células fotovoltaicas, nota-se um pico na curva de potência, que é representado por um ponto de operação elétrica para cada conjunto de condições de contorno de temperatura, no qual a potência de saída é maximizada. O aumento gradual da corrente de saída, afeta diretamente a condutância térmica, que aumenta, inevitavelmente, diminuindo a eficiência do módulo. Dividindo a área da potência em função do ponto MPP, observa-se que à esquerda do gráfico se tem baixa condutância térmica e alta eficiência, o Aumento da condutância térmica resulta na baixa eficiência do módulo, ou seja, quanto maior a condutância menor será a eficiência. A Figura 33 também ilustra características das curvas de tensão e corrente V-I representado pela curva em azul e curva de potência e corrente P-I representado em vermelho para o módulo termoeletrico comercial (GM250-449-10-12) com de 22.3 W fabricado pela termodinâmica Europeia Ltd com temperaturas máximas de operação do lado quente ($T_h = 250^\circ\text{C}$) e frio ($T_c = 175^\circ\text{C}$). O módulo tem 449 termoelementos medindo $55 \times 55 \text{ cm}^2$ operando $\Delta T = 220^\circ\text{C}$, como base no telureto de bismuto (Bi_2Te_3).

Figura 33 – Caracterização elétrica das curvas de potência, corrente e tensão.



Fonte: Montecucco, Siviter e Knox (2014).

2.4 Heat Pipe (HP) na Recuperação de Calor e Energia

Riffat e Gan (1998) reconhecem que o termo recuperação de calor refere-se a um sistema capaz de recuperar calor operacional e energia (ar-ar), sendo definido como um processo de recuperação em função da massa (calor/massa) de um fluxo em alta temperatura para um de menor temperatura sendo eficaz e econômico sua execução. No entanto, Shurcliff (1988) reconhece que o termo recuperação de calor define qualquer dispositivo que remove (extrai) calor ou massa de um fluxo de ar para outro.

Os sistemas de recuperação de calor pretende recuperar uma fração de energia que é dissipada na forma térmica para o meio. Além da característica de baixo investimento e eficácia,

os tubos de calor favorecem a redução de calor no sistema, atuando no controle térmico do sistema tornando relativamente rentável (MARDIANA-IDAYU; RIFFAT, 2012). Os tubos de calor se tornaram atraentes em aplicações espaciais para o processo de resfriamento da aeronave e estabilização devido ao seu baixo peso, manutenção limitada e alta confiabilidade. Sendo assim muitos engenheiros e pesquisadores utilizam o HP em inúmeras aplicações (SUNDÉN; FU, 2016).

2.4.1 Tubo de calor em nanossatélites

Peterson (1994), afirma que um tubo de calor pode ser considerado uma estrutura de engenharia sinérgica que é equivalente a um material com uma condutividade térmica muito excedendo a de qualquer metal conhecido. O *heat pipe* (HP) pode ser definido como um dispositivo de fluxo de líquido bifásico fechado que transporta calor com base em duas fases fluxo com alta condutividade térmica efetiva, sem energia elétrica e sem partes móveis. De acordo com Chen *et al.* (2016) as principais características dos tubos de calor são a alta capacidade de transferir calor sobre variados gradientes de temperaturas relativamente baixos.

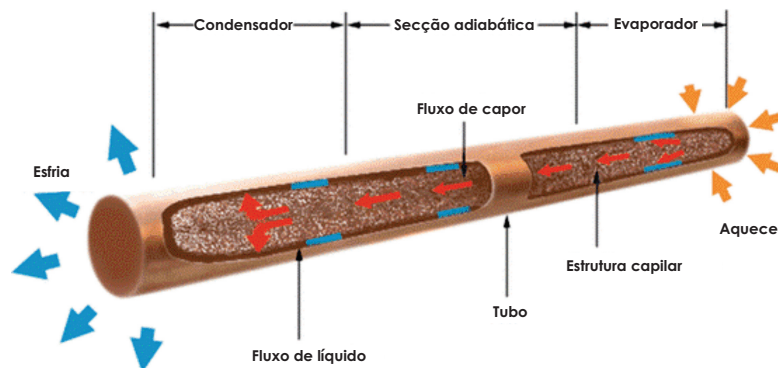
A invenção do HP é bastante nova, com os primeiros desenhos feitos em 1944 por Gaugler e 1962 por Trefethen (ZOHURI, 2016). No entanto, somente em 1964 a invenção chamou a atenção de outros pesquisadores com o trabalho publicado por George Grove e seus colaboradores do Los Alamos Laboratório Nacional para aplicação espacial, onde o termo "tubo de calor" foi cunhado (GROVER; COTTER; ERICKSON, 1964; REAY; MCGLLEN; KEW, 2013).

O primeiro teste de HP em ambiente de "gravidade zero" foi realizado em 1967, também por Los Alamos, e os resultados foram tão bem sucedidos que se tornou uma tecnologia inovadora para as naves no controle térmico naquele tempo. O objetivo naquela ocasião era reduzir a amplitude do ciclo de temperatura dos componentes eletrônicos quando em órbita por transferência de calor isotérmica de um radioisótopo montado. O tubo de calor era de aço inoxidável com água como fluido de trabalho. Calor de montado externamente A cápsula de radioisótopo foi transferida para o tubo através de um conjunto de bloco de alumínio (DEVERALL; KEMME, 1965). Atualmente, além das aplicações espaciais, o HP é encontrado em usinas nucleares para resfriar o reator central, como cobertores e tecidos que redistribuem o calor do corpo humano, em linhas de óleo, trocador de calor em embalagens, computadores, estações solares, ar condicionado doméstico e em muitos outros usos. Desde a primeira publicação do HP, o número de artigos dedicados a tubos de calor aumenta continuamente em uma taxa que, até 2015, foi duas vezes maior do que a taxa de crescimento anual das publicações científicas gerais (LIPS *et al.*, 2016).

Gilmore e Donabedian (2002) e Zohuri (2016) esclarecem que o HP é dividido em três seções ao longo do tubo, sendo o condensador, adiabático e o evaporador, conforme a Figura 34. O HP consiste em um tubo oco em material metálico, uma estrutura capilar selada (pavio) nas paredes internas e um fluido de trabalho. O tubo de calor opera em um ciclo bifásico fechado e

somente líquido e vapor puro coexiste, em condição saturada.

Figura 34 – Princípio de funcionamento do HD em secções ao longo do tubo.



Fonte: Zohuri (2016).

Paiva *et al.* (2011) afirma que um tubo de calor tem princípio de funcionamento quando a fonte de calor é conectada na secção do evaporador, e o dissipador na divisão do condensador. O fluxo térmico e o aumento de temperatura na secção do evaporador, resultam na absorção do calor pelo fluido no qual provoca a evaporação do líquido. Esse vapor criado se move em direção a secção do condensador que opera em uma temperatura mais baixa e com menor pressão. Devido as baixas temperaturas o fluido se torna líquido novamente. As capilaridades possibilitam uma maior facilidade de retorno do fluido a divisão do evaporador, criando um ciclo. O funcionamento do tubo de calor não caracteriza um dissipador, mas um dispositivo transferidor de calor, devendo estar conectado a algum dissipador de calor externo.

2.4.1.1 Mini/Macro heat pipe

Com o crescimento de equipamentos tecnológicos miniaturizados, surgiu uma nova categoria de tubos de calor. Esses tubos de calor tem aplicação principalmente para transferir o calor de dispositivos eletrônicos, no qual apresentam área e volume pequenos, tendendo a superaquecer rapidamente. Micro ou mini tubos de calor podem ser definidos a partir do seu diâmetro hidráulico (D_{hyd}), logo, microcanais variam de 50 a 600 μm , mini-canais de 600 μm a 3 mm e convencionais ($D_{hyd} > 3$) mm (MEHENDALE; JACOBI; SHAH, 2000; KANDLIKAR, 2002).

Chen *et al.* (2016) relatam em seu trabalho sobre pequenos tubos de calor que pesquisadores destacam canais menores. O interesse por pequenos canais é explicado pela razão de maior coeficiente de transferência de calor e maior transferência por área e unidade de volume do fluxo. O principal desafio em tubos de calor mini ou macro são a dissipação dos fluxos de calor na ordem de 100 até 1000 W/cm^2 .

2.4.1.2 Estado da arte para HP em nanossatélites

O desenvolvimento de tubos de calor (heat pipes - HP) tem ligação direta aplicações espaciais. Existem várias naves que utilizam os HPs na gestão térmica como solução para o controle térmico espacial, existem muitos estudos teóricos, modelos experimentais, teste em laboratório para a aplicação em satélites e foguetes de sondagem (OH; SHIN; BAEK, 2013; PAIVA; MANTELLI, 2015; MASHAEI; SHAHRYARI, 2015; MASHAEI; SHAHRYARI; MADANI, 2016).

Em 1967, KATZOFF (1967) revisou os conceitos básicos sobre os quais as aplicações de tubos de calor controle da nave espacial seria baseado. Em 1968, Thurman e Mei (1968) investigaram a aplicabilidade do calor tubos para problemas complexos de controle térmico associados a futuras naves espaciais da época, especialmente Saturno V. Alguns dos focos incluíram análise paramétrica para determinar os efeitos da variação no projeto geométrico no limite de potência máxima para o caso da água como fluido de trabalho. Eles também compararam candidatos fluidos de trabalho para diferentes faixas de temperatura de operação, conforme o limite máximo de potência de cada fluido. Com a implementação do HP, eles identificaram uma economia de massa promissora em radiadores, especialmente aqueles que exigiam desdobramentos. Shukla *et al.* (2015) traz um panorama da aplicação da HP em satélites. Inicialmente, o HPs foram enviados ao espaço em foguetes de sondagem e enfrentaram a microgravidade por cerca de 7 minutos, como, por exemplo, os dez HPs do experimento internacional de tubos de calor em 1974. No mesmo ano, HPs estavam sendo aplicados em satélites. Em 1983, um radiador HP de 6 pés com Freon foi testado no 8º voo de ônibus espacial. Em 1989, um HP de 51 pés encapsulado em um painel de radiador voou ao longo do ônibus espacial na 29ª missão, no entanto, o dispositivo não funcionou como esperado em gravidade zero. Análise pós-voo revela que uma incompatibilidade nos diâmetros hidráulicos entre o evaporador e o condensador causou a ocorrência de grandes bolhas no canal de líquido, prendendo-as no evaporador e interrompendo o fluxo de líquido e funcionamento adequado do HP (KOSSON; BROWN; UNGAR, 1990).

Lips *et al.* (2016) realizou uma revisão sobre os principais estudos relacionados ao tubo de calor de 2010-2015 na plataforma *WebofScienceTM*. Os autores identificaram que a maioria dos trabalhos foi motivada por Caracterização de HP, comportamento do fluido de trabalho, previsão da transferência de calor por mudança de fase em filmes finos e desenvolvimento de novos modelos de tubos de calor. O segmento de caracterização subdividido em aplicação específica e tipo específico de tubo de calor. Essa diferenciação aumentou porque o desempenho da HP não é apenas resultado do próprio tubo de calor, mas também da aplicação, como observado na revisão anterior do (SRIMUANG; AMATACHAYA, 2012).

3 Formulação do Problema para o Cube-Sat

Neste capítulo são desenvolvidos os modelos térmicos e elétricos do satélite necessários para se obter as faixas de temperatura do CubeSat e geração de energia em órbita. Como será apresentado, em função da sua posição orbital e atitude, diversos cenários para os perfis de temperatura e geração de energia podem ser obtidos.

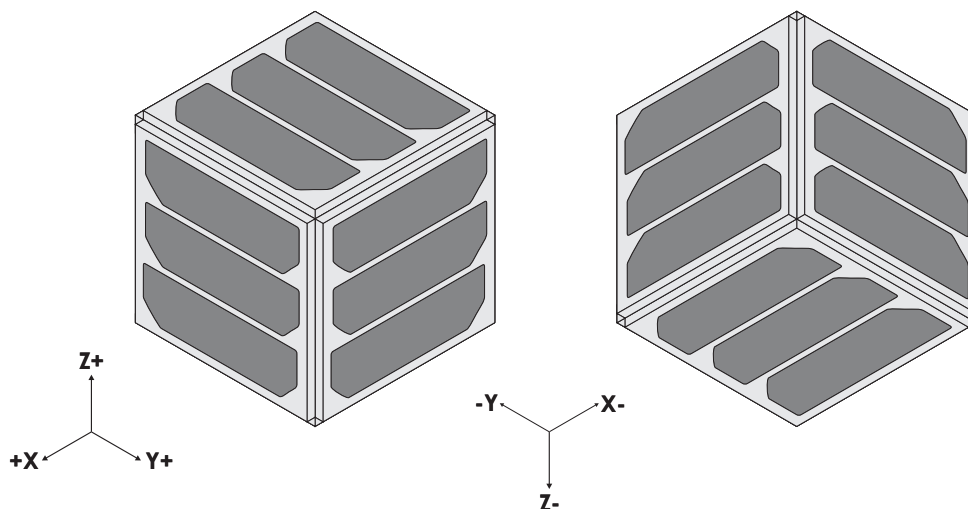
3.1 Modelo Térmico

Nesta seção são definidos o domínio do problema, a equação da conservação da energia e as condições de contorno do problema térmico transiente do CubeSat em órbita. Dependendo da missão, ao longo da órbita o satélite pode assumir diferentes posições e atitudes. Portanto, as suas faces externas são expostas à diferentes níveis de radiação, o que impacta na quantidade de calor recebida pelo satélite e, conseqüentemente, no seu campo de temperatura.

3.1.1 Domínio do problema

O CubeSat de tamanho 1U, objeto desta pesquisa, contém seis painéis solares dispostos nas faces externas, que serão identificados conforme os seus respectivos eixos, sendo $X+$, $X-$, $Y+$, $Y-$, $Z+$ ou $Z-$, conforme a Figura 35.

Figura 35 – Eixos do CubeSat.



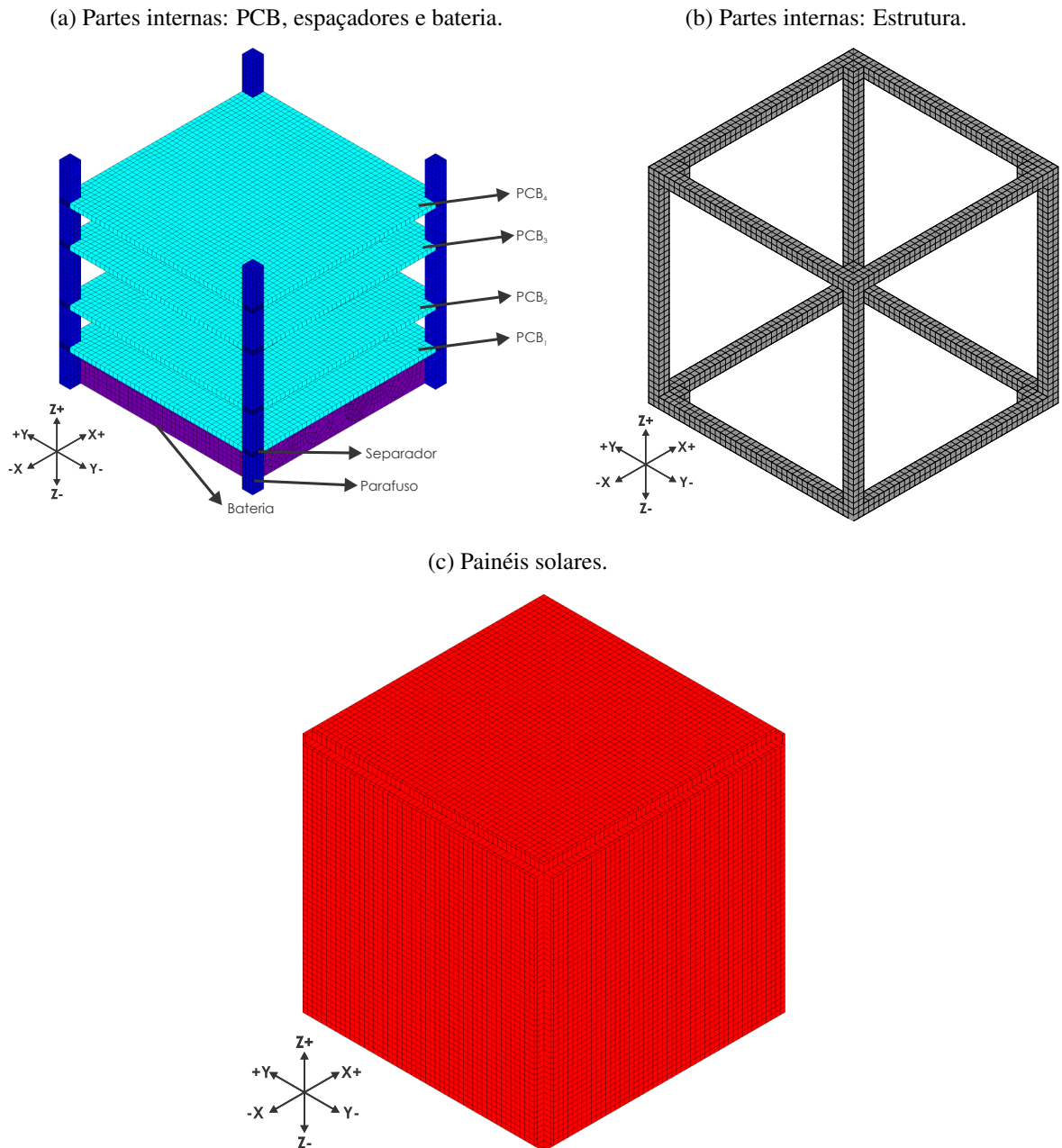
Fonte: Elaborado pelo autor.

A geometria da Figura 35 foi discretizada numericamente em volumes hexaédricos, formando uma malha, conforme ilustrado na Figura 36. A equação da conservação da energia

será resolvida neste domínio com base no Método dos Volumes Finitos (VERSTEEG; MALA-LASEKERA, 2007). Por meio do software Ansys CFX.

Considerando o satélite completo, ele possui dimensão externa de $100 \times 100 \times 100$ mm, sendo coberto por seis painéis solares (vermelho) cuja espessura é de 4,2 mm, uma estrutura interna (cinza) com 5×5 mm de seção, quatro placas de *Printed Circuit Boards* (PCB) (azul claro) com dimensões de $90 \times 90 \times 2$ mm, separadores e parafusos (azul escuro) com seção de 5×5 mm, e um conjunto de bateria (magenta) com $80 \times 80 \times 15$ mm.

Figura 36 – Modelo geométrico CubeSat e malha para solução do FVM.

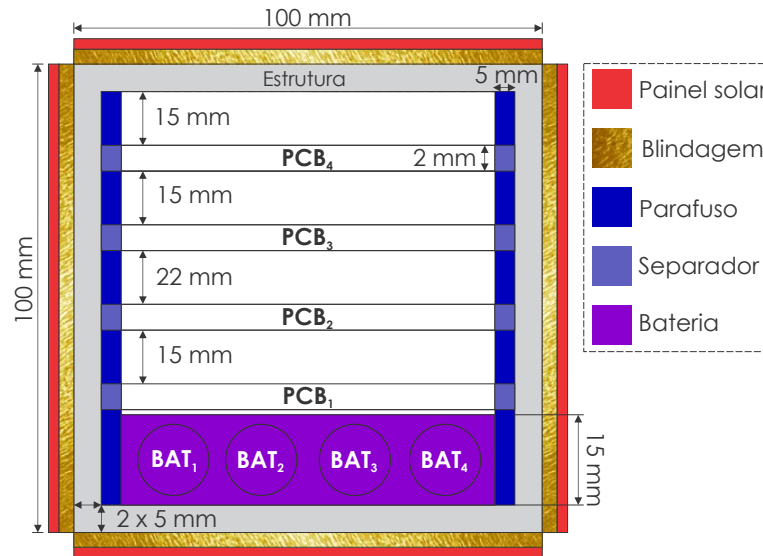


Fonte: Elaborado pelo autor.

A Figura 37 apresenta um esquema das partes internas do CubeSat, com mais detalhes

acerca das dimensões e espaçamentos. No total, o satélite possui quatro baterias identificadas como BAT₁, BAT₂, BAT₃ e BAT₄, sendo todas imersas em um suporte, pois esta é uma configuração comumente vista em projetos de CubeSats, de acordo com Escobar, Diaz e Zagal (2016), Isaacs *et al.* (2017), Garzón e Villanueva (2018), Piedra, Torres e Ledesma (2019), Filho *et al.* (2020a), Garzón *et al.* (2022). Abaixo dos painéis solares estão chapas, chamadas de blindagem, que fornecem proteção contra certos níveis de radiação encontrados no espaço.

Figura 37 – Diagrama e dimensão dos componentes internos do satélite.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A Tabela 7 apresenta os elementos estatísticos da malha, entre os diferentes parâmetros e componentes do satélite.

Tabela 7 – Estatística da malha do satélite e principais componentes.

Parâmetros	Estrutura	Painel solar	PCB	Bateria
Número de nós	4095	64856	20853	1976
Número de elementos	1912	35952	11152	13560
Tetraedro	4	1588	457	0
Pirâmides	71	2020	1004	0
Cunhas	0	248	24	0
Hexaedro	1837	32096	9667	13560

Fonte: Elaborado pelo autor.

3.2 Modelagem Térmica

Os satélites em geral, incluindo os CubeSats, operam em uma condição de vácuo quase perfeito, portanto a troca de calor por convecção pode ser negligenciada, restando apenas trocas de calor por condução e radiação.

3.2.1 Transferência de calor por radiação

A transferência de calor por radiação ocorre entre corpos sem que haja o contato direto deles, nem mesmo um meio físico entre eles.

A taxa líquida de transferência de calor por radiação térmica entre um corpo que está na temperatura T_1 e outro corpo na temperatura T_2 pode ser obtida a partir da Equação 3.1 (INCROPERA *et al.*, 1996).

$$Q = A\sigma(T_1^4 - T_2^4) \quad (3.1)$$

onde σ é a constante de Stefan-Boltzman ($5,67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$) e A é a área de exposição entre os corpos [m^2]. Entretanto, esta equação é válida apenas para o corpo negro, que consiste em um modelo ideal. Corpos reais sempre possuem uma emissão que é inferior ao do corpo negro e, para introduzir essa questão no equacionamento, existe o conceito de emissividade (ε), que representa a capacidade de emitir radiação comparada à um corpo negro na mesma temperatura.

Assim, a troca de calor passa a ser descrita pela Equação 3.2.

$$Q = \varepsilon A\sigma(T_1^4 - T_2^4) \quad (3.2)$$

3.2.2 Transferência de calor por condução

A outra forma de troca de calor presente no problema desta pesquisa é a por condução. Ao contrário da troca por radiação, a condução necessita de um meio físico para ocorrer. Portanto, a transferência de calor condutiva acontece entre as diversas partes do CubeSat que estejam em contato. Segundo a lei de Fourier, o fluxo de calor por condução (Q_k'') é obtido conforme a Equação 3.3 (INCROPERA *et al.*, 1996).

$$Q_k'' = -k\nabla T \quad (3.3)$$

onde k é a condutividade térmica [W/mK], ∇ é o operador nabla e T a temperatura [K].

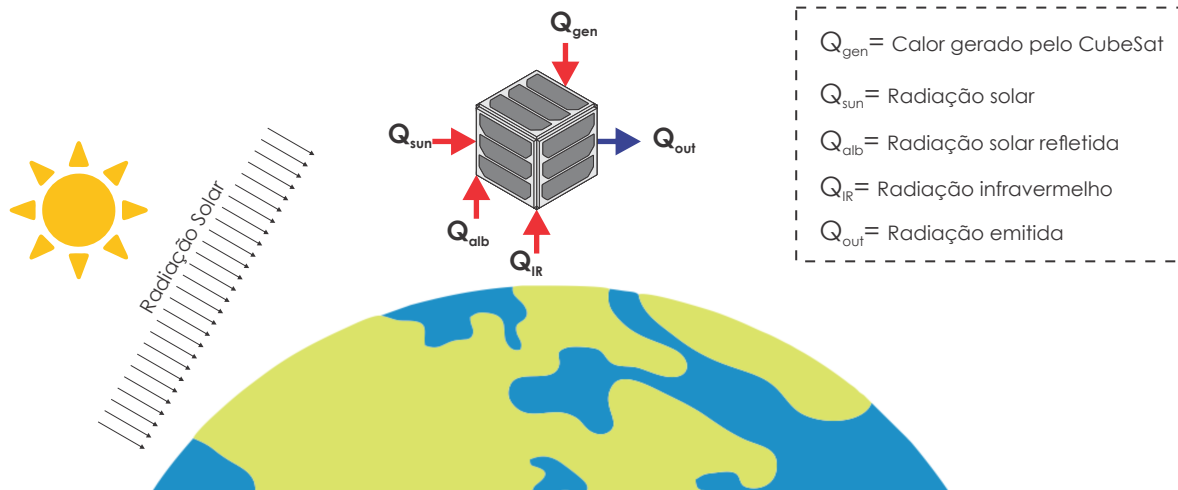
3.2.3 Ambiente térmico espacial

No espaço, o satélite está exposto à diferentes fontes de calor, conforme exemplificado na Figura 38, e que são descritas como:

- Q_{gen} : Retrata o calor gerado durante a operação dos subsistemas do CubeSat, que depende da potência e eficiência dos componentes do satélite, assim como dos modos de operação;

- Q_{sun} : Representa a taxa de radiação solar absorvida pelo satélite. Ela é função da posição orbital, pois o satélite pode estar na sombra terrestre, assim como da atitude do satélite e das propriedades da superfície;
- Q_{alb} : Quantidade de radiação solar refletida pela terra de volta para o espaço e absorvida pela espaçonave, que depende da área da superfície em direção ao planeta e a capacidade de absorção;
- Q_{IR} : Radiação no comprimento de onda do infravermelho absorvida pelo satélite que é emitida pelo planeta em que ele orbita. Depende da área da superfície em direção ao planeta e a capacidade de absorção;
- Q_{out} : Calor emitido por radiação pelas superfícies do CubeSat para o espaço, que depende da área da superfície externa, emissividade da superfície e diferença de temperatura entre a superfície e o ambiente espacial.

Figura 38 – Transferência de calor em órbita.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Cada um desses termos serão descritos abaixo, e são baseados no trabalho de (FILHO *et al.*, 2020b).

3.2.3.1 Radiação solar

Os parâmetros que regem o calor oriundo do sol dependem de parâmetros orbitais, dimensão, fatores de forma e propriedade superficiais do satélite, conforme Equação 3.4.

$$Q_{sun} = \alpha G_{sun} A F_{k \rightarrow sun} \zeta \quad (3.4)$$

onde α é a absorção da radiação pela superfície [-], $G_{sun}=1367 \text{ W/m}^2$ o fluxo de calor solar em 1 AU, A é a área [m^2], $F_{k \rightarrow sun}$ a projeção da superfície k na direção do sol e ζ um termo para indicar se o satélite está dentro ou fora do eclipse.

3.2.3.2 Albedo

O albedo é uma fração da radiação solar incidente sobre a superfície de um planeta que é refletida de volta para o espaço, portanto, ele ocorre somente no lado iluminado do planeta. O equacionamento para esta radiação está na Equação 3.5.

$$Q_{alb} = \alpha G_{sun} A F_{k-e} \phi \quad (3.5)$$

Nesta equação, F_{k-e} é o fator de forma entre a superfície k do satélite na direção da terra, que por sua vez depende da atitude do satélite, e ϕ modela a reflexão dos raios solares pela superfície terrestre.

3.2.3.3 Radiação do planeta

A temperatura média na superfície terrestre é cerca de 255 K , o que equivale a um fluxo de radiação emitido pelo planeta no comprimento do infravermelho de $G_e=230 \text{ W/m}^2$. A Equação 3.6 estabelece um modelo para esta radiação.

$$Q_{IR} = \alpha G_e A F_{k-e} \quad (3.6)$$

3.2.3.4 Radiação emitida pelo CubeSat

O satélite emite radiação para o espaço, que está na temperatura média de $T_\infty = 2,7 \text{ K}$, conforme a Equação 3.7.

$$Q_{out} = \varepsilon A \sigma (T^4 - T_\infty^4) \quad (3.7)$$

3.2.4 Equação da conservação da energia

A equação da conservação da energia define que a taxa de energia transferida para o CubeSat deve ser igual à taxa de energia que sai do satélite, mais o valor acumulado e o gerado internamente (CENGEL; KLEIN; BECKMAN, 1998). Este fenômeno pode ser descrito matematicamente pela Equação 3.8.

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = k \nabla (\nabla T) + Q \quad (3.8)$$

Na equação acima assume-se que ρ é a densidade do material [kg/m^3], c_p é o calor específico do material [J/kgK], ∇ é o operador nabla, T a temperatura [K], t é o tempo (s), k é a condutividade térmica [W/mK] e Q é o termo fonte [W/m^3], que são as radiações descritas na seção anterior. Aplicando essa equação no domínio do CubeSat e resolvendo-a é que se obtém o campo de temperatura.

3.2.4.1 Propriedades dos materiais

A literatura não contém materiais específicos ou informações exatas sobre as propriedades do CubeSat e seus componentes, apresentando uma faixa ampla de propriedades térmicas e superficiais. À vista disso, a Tabela 8 demonstra uma média dos valores, com base em diferentes pesquisas que apresentam as propriedades térmicas dos materiais empregados em CubeSat.

Tabela 8 – Propriedade térmicas e superficiais para as principais partes de um CubeSat.

Domínio	ρ [kg/m^3]	c_p [J/kgK]	k [W/mK]	ε [-]	α [-]
Painel solar	2325	1103	1.03	0.4	0.4
Estrutura	2810	948	140	não se aplica nesta pesquisa	
PCB	2120	975	0.64	não se aplica nesta pesquisa	
Parafuso	2702	903	237	não se aplica nesta pesquisa	
Espaçador	2411	934.65	133.083	não se aplica nesta pesquisa	
Bateria	2247	1110	23	não se aplica nesta pesquisa	

Fonte: Elaborado pelo autor.

A emissividade e absortividade foram definidas apenas para as áreas externas do satélite, em que são cobertas pelos painéis solares. A definição das propriedades superficiais além do painel solar não foi considerado para os casos de estudo.¹

3.2.4.2 Critério de convergência da simulação térmica

Como critério de convergência assumiu-se que o resíduo RMS no balanço de energia deve ser inferior a 10^{-5} . Os casos de estudo a serem abordados nesta pesquisa possuem condições de contorno (radiação encontradas no espaço) cíclicas, ou seja, no primeiro e último instante da órbita os fluxos incidentes de radiação sobre o satélite são idênticos. Portanto, também adotou-se

¹ Literatura das propriedades do CubeSat.
 (FILHO *et al.*, 2021)
 (WANG; JI; ZHU, 2021)
 (FILHO *et al.*, 2020a)
 (YANG *et al.*, 2020)
 (REYES *et al.*, 2020)
 (BONNICI *et al.*, 2019)
 (KOVÁCS; JÓZSA, 2018)
 (ESCOBAR; DIAZ; ZAGAL, 2016)
 (CORPINO *et al.*, 2015)
 (BULUT; SOZBIR, 2015)
 (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012)
 (KARAM, 1998)

como critério de convergência para o campo de temperatura cíclico para que se tenha resultados independentes da condição inicial.

3.3 Modelo Elétrico

A secção, aborda o equacionamento analítico dos circuitos equivalentes e modelagem dos painéis fotovoltaicos e gerador termoeletrico.

3.3.1 Gerador termoeletrico

Considerando um material termoeletrico, com propriedades isotrópicas, aquecido de forma não uniforme, a equação da continuidade para a densidade de corrente é dada por Lee (2016b):

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{j} = 0. \quad (3.9)$$

O gradiente de temperatura ∇T [K] e, a densidade de corrente $\vec{j}$ [A], afetam diretamente o campo elétrico $\vec{E}$ [V/m]. A relação entre as Equações 3.9 e 3.10 são conhecidas como o efeito Seebeck e a lei de Ohm, sendo assim, o campo elétrico é dado por:

$$\vec{E} = \vec{j}\rho + S_e \nabla T. \quad (3.10)$$

Sendo ρ [Ω_{cm}] a resistividade elétrica, $\vec{q}$ [W/m^2] o fluxo de calor, que é afetado diretamente pelos valores do campo elétrico $\vec{E}$ [V/m], gradiente de temperatura ∇T [K] e, S_e o coeficiente de Seebeck [$\mu V/K$]. Desse modo, o princípio da reciprocidade foi aplicado sobre os fenômenos termoeletricos e condução térmica, assumindo que a relação entre os efeitos é independente, resultando em uma formulação para o vetor de densidade do fluxo de calor:

$$\vec{q} = S_e T \vec{j} - k \nabla T, \quad (3.11)$$

Logo, a difusão geral calor é fornecido pela equação

$$-\nabla \cdot \vec{q} + \dot{q} = \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t}. \quad (3.12)$$

Desenvolvendo a expressão da derivada temporal $\dot{q}$, temos:

$$\dot{q} = \vec{E} \cdot \vec{j} = j^2 \rho + \vec{j} \cdot S_e \nabla T, \quad (3.13)$$

Em estado estacionário tem-se a equação

$$-\nabla \cdot \vec{q} + \dot{q} = 0. \quad (3.14)$$

Substituindo as Equações 3.11, 3.13 em 3.14, têm-se uma equação dividida em três fenômenos: condução térmica, aquecimento de Joule e, calor de Thomson:

$$\nabla \cdot (k \nabla T) + j^2 \rho - T \frac{dS_e}{dT} \vec{j} \cdot \nabla T = 0. \quad (3.15)$$

Observando o calor de Thomson, nota-se que o coeficiente de Seebeck S_e , não depende da temperatura T , caso o coeficiente de Thomson seja 0, o calor será ausente, conforme Equação 3.15. O coeficiente de Thomson τ [J], só pode ser obtido a partir das relações de Thomson, definido por:

$$\tau = T \frac{dS_e}{dT}. \quad (3.16)$$

As equações 3.10 e 3.11 são a base teórica do efeito termoelétrico sobre os materiais. Para o princípio de operação do efeito Seebeck, e Peltier é necessário a interação entre dois condutores de materiais diferentes. No entanto, o efeito Seebeck e Peltier não é resultado do efeito de contato entre os materiais, mas da interação do gradiente de temperatura no volume.

3.3.1.1 Figura de mérito

Durante os anos 50, Ioffe descobre uma das principais características dos termoelementos; a figura de mérito Z_T [1/K] é um fator termoelétrico com ligação direta as propriedades dos materiais: condutividade térmica, elétrica e coeficiente de Seebeck, que dependem do gradiente de temperatura. Portanto, o desempenho do gerador termoelétrico é dado por Lee (2016b), Borba *et al.* (2019):

$$Z_T = \frac{S_e^2}{\rho k} = \frac{S_e^2 \sigma}{k}, \quad (3.17)$$

A figura de mérito é definida como Z_T , sendo T a temperatura absoluta, S_e coeficiente de Seebeck [$\mu V/K$], ρ resistividade elétrica [Ω], $\sigma = 1/\rho$ condutividade elétrica [Ω] e k condutividade térmica [WmK]. Os valores de Z_T não possuem limitações, mas durante décadas esteve entre 0 e 1. A figura de mérito é importante porque estabelece uma relação de eficiência de conversão do material, ou seja, quanto maior Z_T , maior será a eficiência. A quantidade de $(S_e^2 \sigma)$ é definida como um fator de potência, sendo que quanto maior for o coeficiente de Seebeck S_e e a condutividade elétrica σ , corroborando para a baixa condutividade térmica k , maior será a eficiência do TEG. Porém essa interdependência torna difícil de desenvolver novas ferramentas e estratégias para melhorar Z_T de um material, que é uma das principais características físicas dos materiais termoelétricos. A relação entre eficiência de energia η [-] e, a figura de mérito Z_T é definida por Lee (2016b):

$$\eta = \frac{\Delta T}{T_h} = \frac{\sqrt{1+Z_T}-1}{\sqrt{1+Z_T}+T_c/T_h}. \quad (3.18)$$

Se a fonte de energia e resfriamento são diretamente afetadas por Z_T , evidentemente se compreende os esforços de pesquisadores para maximizar a figura de mérito. Porém o aprimoramento está longe do trivial, resultado das interdependências complexas entre os parâmetros. A figura de mérito interfere diretamente na eficiência de geração de energia, em relação a geração sua eficiência geral de conversão elétrica depende de Z_T e ΔT , expresso conforme a Equação 3.18. A expressão $\Delta T/T_h$ representa a eficiência de Carnot, sendo o limite máximo de conversão de energia em qualquer processo. Analisando algebricamente, quando maior for ΔT , ter-se-á condições favoráveis para o aumento da eficiência de conversão e vice-versa. O segundo termo de igualdade da equação de eficiência demonstra o desempenho relativo termoelétrico, que é proporcional a Z_T . Um detalhe importante para a maximização da temperatura está sobre os valores do lado frio T_c , sendo que quanto maior for a dissipação de calor efetivo, maior será a maximização da eficiência (JIA *et al.*, 2021).

3.3.1.2 Efeito Seebeck

O efeito Seebeck ocorre entre dois terminais diferentes, S_{e_A} e S_{e_B} , soldados na extremidade, formando um circuito fechado, quando uma das extremidades é aquecida a corrente flui continuamente no circuito, definindo assim os circuitos termoelétricos, aqueles cujo os efeitos térmicos e elétricos são incorporados. A conversão de um gradiente de temperatura em corrente elétrica, diretamente proporcional as variações de temperatura, que resulta em uma diferença de potencial ou tensão V , é chamado de efeito Seebeck, definido por Lee (2016b):

$$V = S_{e_{AB}} \Delta T. \quad (3.19)$$

A relação de tensão elétrica induzida pela diferença de temperatura em um sólido condutor, é comumente conhecido como um fenômeno de transporte térmico fora de equilíbrio, fenômeno definido pelo coeficiente de Seebeck $S_{e_{AB}}$ Sun *et al.* (2021):

$$S_{e_{AB}} = V \Delta T. \quad (3.20)$$

Sendo $\Delta T = T_h - T_c$ o gradiente de temperatura entre os fios é $S_{e_{AB}} = S_{e_A} - S_{e_B}$ o coeficiente de Seebeck ou termo-potência médio em $[\mu V/K]$. O coeficiente Seebeck S_e é sempre positivo, se o potencial elétrico tende a orientar a corrente elétrica através do fio A da junção quente para a fria. Raramente consegue-se medir Seebeck de forma absoluta entre os dois fios condutores, mas pode ser calculado através do coeficiente de Thomson (LEE, 2016b).

3.3.1.3 Efeito Peltier

Quando uma tensão flui sobre as junções, π_A e π_B de dois condutores diferentes, percebe-se o aumento gradual da temperatura de forma contínua ou diminuição na junção para que a temperatura seja constante. A temperatura é proporcional ao fluxo de corrente, sendo liberado ou absorvido quando a corrente é invertida, produzindo o efeito Peltier Lee (2016b)

$$\dot{Q}_{Peltier} = \pi_{AB} I. \quad (3.21)$$

I [A] é a corrente aplicada, π_{AB} [$\mu V K$] coeficiente de Peltier, sendo positivo ou negativo, caso a corrente no qual passa pelo fio π_B seja aquecida e sua saída resfriada. O efeito de resfriamento, ou aquecimento de Peltier, é reversível, ou seja, o aquecimento ou resfriamento gerará energia e eletricidade produzindo o aquecimento ou resfriamento entre as junções do dispositivo, sem perda de energia (LEE, 2016b).

3.3.1.4 Efeito Thomson

Entre os três efeitos termoelétricos, o coeficiente de Thomson é o único diretamente mensural para materiais individuais. A partir de um gradiente de temperatura negativo, um fluxo de calor é absorvido em S_{eA} , sendo liberado no condutor S_{eB} com o gradiente de temperatura positivo. O calor de Thomson é diretamente proporcional ao gradiente de temperatura e corrente, sendo o calor absorvido ou liberado por um fio, ou condutor, no qual τ [K/Pa] é o coeficiente de Thomson, definido por Lee (2016b):

$$\dot{Q}_{Thomson} = -\tau_{AB} I \nabla T. \quad (3.22)$$

Uma outra forma de calor é determinado pelo efeito Joule ($J^2 \rho$), que é irreversível sempre que gerado à medida que a corrente flui continuamente sobre o fio. No entanto o calor Thomson é reversível entre calor e eletricidade.

3.3.1.5 Relação de Thomson

As dependências entre os efeitos termoelétricos, esclarece como os fenômenos da termodinâmica estão inter-relacionados. Quando se aplica à primeira lei da termodinâmica com as suposições de reversibilidade e irreversibilidade serem separáveis na termoeletricidade, Thomson demonstra as relações de calor, temperatura e diferença de potencial Lee (2016b):

$$\tau_{AB} = T \frac{dS_{eAB}}{dT}, \quad (3.23)$$

$$\dot{Q}_{Peltier} = S_{eAB} T I. \quad (3.24)$$

O resfriamento de Peltier é dado por:

$$\pi_{AB} = S_{eAB} T. \quad (3.25)$$

Sendo útil na Equação 3.21. O efeito Thomson se comparado com os efeitos Peltier e Seebeck é pequeno, mas necessário para o sistema.

3.3.1.6 Equação física dos geradores termoelétricos

O modulo termoelétrico unidimensional em estado estacionário consiste em vários elementos tipo p e n formando pares (unipar), de largura L [m] e área A [m²]. Algumas simplificações são necessárias para a interpretação e redução da equação que representa o gerador. Considerar-se-á que as resistências de contato e térmica são desprezíveis, que o coeficiente de Seebeck é independente da temperatura e as transferências de calor superficiais de radiação e convecção entre os elementos são nulas, logo tem-se a equação Lee (2016b)

$$\frac{dT}{dx} \left(kA \frac{dT}{dx} \right) + \frac{I^2 \rho}{A} = 0, \quad (3.26)$$

Assumindo duas condições iniciais, têm-se que:

$$T_{x=0} = T_h, \quad (3.27)$$

$$T_{x=L} = T_c. \quad (3.28)$$

Logo, chegamos à solução do gradiente de temperatura entre os lados T_h e T_c , dado por

$$\left. \frac{dT}{dx} \right|_{\xi=0} = \frac{I^2 \rho L}{2A^2 k} - \frac{T_h - T_c}{L}. \quad (3.29)$$

Reestruturando os termos da Equação 3.26 para os termoelementos, encontramos uma nova expressão, que define a taxa de calor absorvido

$$\dot{Q}_h = n \left[(S_{ep} - S_{en}) T_c I + \left(-kA \left. \frac{dT}{dx} \right|_{\xi=0} \right)_p + \left(-kA \left. \frac{dT}{dx} \right|_{\xi=0} \right)_n \right], \quad (3.30)$$

Considerando que n é a quantidade de termopares e, $\dot{Q}_h$ a taxa de transferência de calor absorvida na junção quente, substituindo a equação 3.29 em 3.30, tem-se:

$$\dot{Q}_h = n \left[(S_{ep} - S_{en}) T_c I - \frac{1}{2} I^2 \left(\frac{\rho_p + L_p}{A_p} + \frac{\rho_n + L_n}{A_n} \right) + \left(\frac{k_p + A_p}{L_p} + \frac{k_n + A_n}{L_n} \right) (T_h - T_c) \right]. \quad (3.31)$$

Reduzindo os termos da Equação 3.31, têm-se que:

$$S_e = S_{ep} - S_{en}, \quad (3.32)$$

$$R_{in} = \frac{\rho_p + L_p}{A_p} + \frac{\rho_n + L_n}{A_n}, \quad (3.33)$$

$$k = \frac{k_p + A_p}{L_p} + \frac{k_n + A_n}{L_n}. \quad (3.34)$$

Simplificando e substituindo as Equações 3.32, 3.33 e 3.34 em 3.31, acha-se a expressão final da transferência de calor absorvido no lado quente $\dot{Q}_h$:

$$\dot{Q}_h = n \left[S_e T_h I - \frac{1}{2} I^2 R_{in} + K(T_h - T_c) \right]. \quad (3.35)$$

Assumindo que os termopares são iguais, define-se a equação da resistência elétrica interna e, a condutância térmica:

$$R_{in} = \rho L / A, \quad (3.36)$$

$$K = kA / L. \quad (3.37)$$

Definindo a equação ideal, têm-se que:

$$\rho = \rho_p + \rho_n, \quad (3.38)$$

$$k = k_p + k_n. \quad (3.39)$$

Logo, a taxa de transferência de calor absorvido na junção fria $\dot{Q}_c$ é dado por

$$\dot{Q}_c = n \left[S_e T_c I - \frac{1}{2} I^2 R_{in} + K(T_h - T_c) \right]. \quad (3.40)$$

Sabe-se que a primeira lei da termodinâmica é representada por Lee (2016b):

$$\Delta U = Q_{Int} - W_{Int}, \quad (3.41)$$

onde Q_{Int} é a transferência de calor do sistema termodinâmico e, W_{Int} o trabalho do sistema. Agora, realizando algumas derivações algébricas em 3.41, obtém-se

$$\dot{W}_n = Q_h - Q_c. \quad (3.42)$$

Porém, neste caso é definido em função das propriedades internas do TEG, onde:

$$\dot{W}_n = n[S_e I(T_h - T_c) - J^2 R_{in}]. \quad (3.43)$$

A potência total pode ser definida em função de uma resistência de carga, logo:

$$\dot{W}_n = nI^2 R_L. \quad (3.44)$$

Podemos considerar, também, que:

$$\dot{W}_n = IV_n, \quad (3.45)$$

Igualando-se as Equações 3.43 e 3.44, podemos definir a voltagem total

$$V_n = nIR_L = n[S_e(T_h - T_c) - IR_{in}]. \quad (3.46)$$

3.3.1.7 Parâmetros de eficiência dos módulos termoeletrônicos

Considerando que a Equação 3.46 define a voltagem total do modulo termoeletrônico, podemos definir a corrente elétrica conforme a equação Lee (2016b):

$$I = \frac{S_e(T_h - T_c)}{R_L + R_{in}}. \quad (3.47)$$

Associando a corrente I [A] independentemente do número de termopares n , encontra-se a tensão do módulo

$$V_n = \frac{nS_e(T_h - T_c)}{\frac{R_L}{R_{in}} + 1} \left(\frac{R_L}{R_{in}} \right). \quad (3.48)$$

Substituindo a Equação 3.47 em 3.48 tem-se a potência de saída, conforme a equação:

$$\dot{W}_n = \frac{nS_e^2(T_h - T_c)}{R_{in}} \frac{\frac{R_L}{R_{in}}}{\left(1 + \frac{R_L}{R_{in}}\right)^2}. \quad (3.49)$$

A eficiência de conversão ou eficiência térmica η_{th} [-] pode ser definida como a razão entre a potência de saída $\dot{W}_n$ sobre e o calor absorvido na junção quente $\dot{Q}_h$, dado por

$$\eta_{th} = \frac{\dot{W}_n}{\dot{Q}_h}, \quad (3.50)$$

Substituindo as Equações 3.49 e 3.35 em 3.50, pode-se ampliar a expressão da eficiência térmica, conforme a equação Lee (2016b):

$$n_{th} = \frac{\left(1 - \frac{T_c}{T_h}\right) \frac{R_L}{R_{in}}}{\left(1 - \frac{R_L}{R_{in}}\right) - \frac{1}{2} \left(1 - \frac{T_c}{T_h}\right) + \frac{1}{2Z_T} \left(1 - \frac{R_L}{R_{in}}\right)^2 + \left(1 - \frac{T_c}{T_h}\right)}. \quad (3.51)$$

A temperatura média é definida por

$$\bar{T} = \frac{T_h + T_c}{2}, \quad (3.52)$$

Revelando a eficiência de Carnot

$$\eta_c = (1 - T_c/T_h). \quad (3.53)$$

3.3.1.8 Parâmetros máximos de eficiência

Lee (2016b) declara que independentemente da corrente máxima, durante um curto circuito, a resistência externa será $R_L = 0$. Portanto, pode-se definir então a corrente máxima para o módulo

$$I_{max} = \frac{S_e(T_h - T_c)}{R_{in}}. \quad (3.54)$$

Se a corrente máxima ocorre independentemente de um circuito aberto, no qual $I = 0$, apresentado na Equação 3.54. A tensão máxima pode ser definida, a partir da equação:

$$V_{max} = nS_e(T_h - T_c). \quad (3.55)$$

Obtendo a primeira derivada da equação 3.55, define-se a potência de saída máxima

$$\dot{W}_{max} = \frac{nS_e^2(T_h - T_c)^2}{4R_{in}}. \quad (3.56)$$

Associando a resistência externa R_L e interna R_{in} como nula, produzindo uma relação

$$R_L/R_{in} = 1, \quad (3.57)$$

Segundo Lee (2016b), ao assumir que a resistência de carga R_L e a resistência interna sejam nulas, obtemos uma nova relação, dado por

$$R_L/R_{in} = \sqrt{1 + Z_T}. \quad (3.58)$$

A primeira derivada da Equação 3.51, define a máxima eficiência de conversão

$$n_{max} = \left(1 - \frac{T_c}{T_h}\right) \frac{\sqrt{1+Z_T} - 1}{\sqrt{1+Z_T} + \frac{T_c}{T_h}}. \quad (3.59)$$

Ao total definimos quatro parâmetros essenciais: I_{max} , V_{max} , $\dot{W}_{max}$ e η_{max} , há também a máxima eficiência de energia que deve considerar $R_L/R_{in} = 1$, expresso na equação:

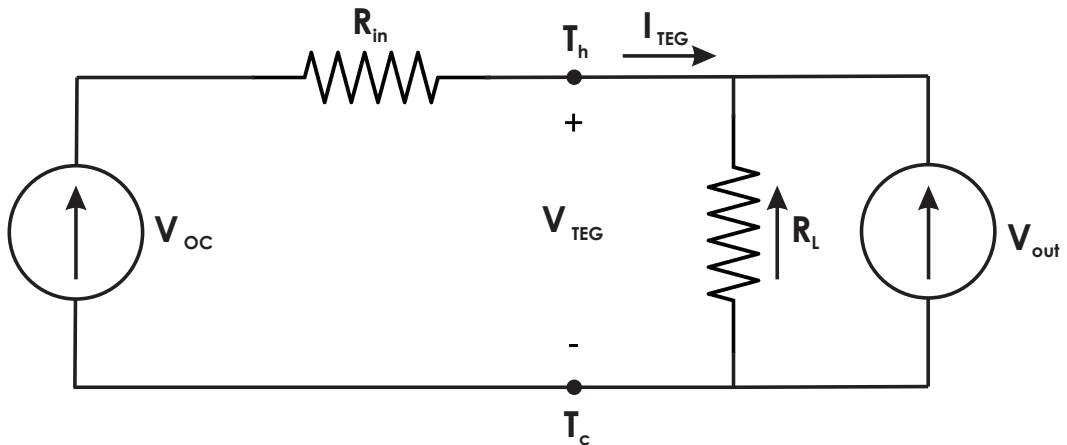
$$n_{mp} = \frac{\left(1 - \frac{T_c}{T_h}\right)}{2 - \frac{1}{2}\left(1 - \frac{T_c}{T_h}\right) + \frac{2}{Z_T}\left(1 + \frac{T_c}{T_h}\right)}. \quad (3.60)$$

Logo, definimos duas eficiências térmicas: máxima eficiência de conversão n_{max} e, a máxima eficiência de energia n_{mp} , conforme Equações 3.59 e 3.60.

3.3.2 Circuito equivalente do gerador termoelétrico

O gradiente de temperatura entre os terminais abertos produz uma tensão de saída V_{out} . A Figura 39 modela o circuito equivalente do gerador termoelétrico acoplado ao CubeSat. Onde V_{OC} é a tensão de circuito aberto, induzido através do dispositivo, V_{TEG} é a tensão derivada do TEG, T_h e T_c são as temperaturas do lado quente e frio, R_{in} a resistência interna em série, R_L é a resistência de carga ou externa, incluída uma vez que afeta a operação ideal, a integração entre muitos componentes termoelétricos, fornece a potência necessária para as aplicações específicas (BIJUKUMAR *et al.*, 2019; DORAGHI *et al.*, 2021; CHARILAOU; KYRATSI; LOUCA, 2021; EZZITOUNI *et al.*, 2021; MAMUR; ÜSTÜNER; BHUIYAN, 2022).

Figura 39 – Circuito equivalente do gerador termoelétrico.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A partir da formulação dos efeitos termoelétricos e equações físicas nas secções anteriores. Basicamente, o gerador termoelétrico conecta grupos de muitos termoelementos (TE) para aumentar a potência de saída. À vista disso, pode-se considerar que os TEGs são compostos

de módulos termoeletrônicos (TEM). Os grupos de termoelementos que constrói o TEM estão conectados eletricamente em série para aumentar a tensão de saída e termicamente conectados em paralelo a fim de que aumente a condutividade térmica. Aplicando uma diferença de temperatura entre os terminais do módulo termoeletrônico é captada uma energia em forma de carga, assim os termoelementos funcionam como TEGs.

3.3.2.1 Condições de contorno para o gerador termoeletrônico

O gerador termoeletrônico tem o princípio de funcionamento semelhante a uma termopilha, composta por vários conjuntos de elementos semicondutores do tipo p e n. A transferência térmica interna transporta calor e os portadores de carga, produzindo corrente e tensão entre uma conexão e outra. O gerador termoeletrônico produz uma tensão de circuito aberto proporcional ao gradiente de temperatura sobre os componentes (DORAGHI *et al.*, 2021).

As principais condições de contorno para o modelo TEG são descritas com base em Doraghi *et al.* (2021), Fraisse *et al.* (2010):

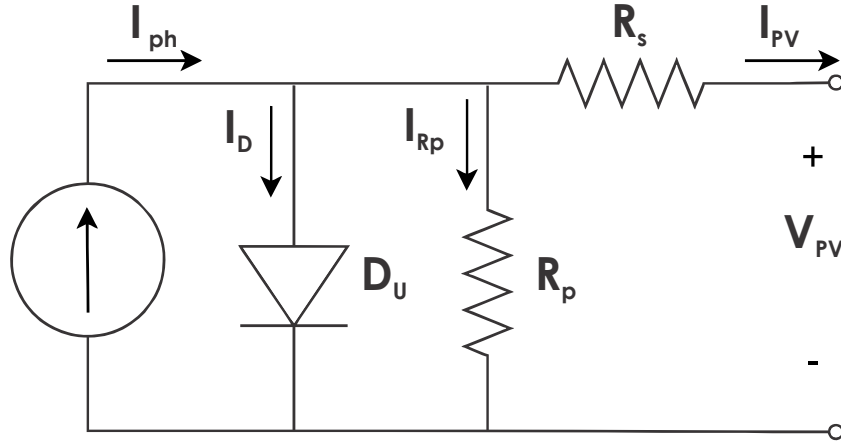
- As resistências de contato elétrico e térmico interno são desprezadas;
- Transferência de calor por convecção não foi considerada para esta simulação;
- O gradiente de temperatura entre o lado quente T_h e frio T_c são transientes;
- O acoplamento entre o painel solar e gerador termoeletrônico considera as perdas térmicas, não sendo adiabático;
- No módulo, uma malha descreve as propriedades termomecânicas.

3.3.3 Circuito equivalente do painel fotovoltaico

A literatura disponibiliza diversos modelos elétricos para representação das células solares. Os painéis solares são formados por diversas células fotovoltaicas, em que devem ser modeladas de forma ideal.

Uma célula solar real guarda características não ideais que reduzem o desempenho do sistema PV. O modelo de diodo único D_{U_ψ} , em paralelo com uma fonte de corrente I_{ph_ψ} , foi o modelo escolhido para modelar o sistema fotovoltaico. De forma prática o modelo inclui um resistor bypass R_{p_ψ} e um resistor em série R_{s_ψ} , em que o primeiro resistor existe principalmente devido a fuga de corrente, difusão de pico ou outros efeitos, e o segundo resistor em série, tem como origem os contatos metálicos com o semicondutor. A Figura 40 exibe a representação física e elétrica modelo do painel solar usando o modelo de diodo único, iniciando pela corrente fotogerada I_{ph_ψ} , I_{D_ψ} é o inverso da corrente de saturação do diodo, $I_{R_{p_\psi}}$ é a corrente do resistor paralelo, I_{PV_ψ} é a célula solar modelada, V_{PV_ψ} é a tensão do painel solar (PATEL, 2004; NGUYEN; NGUYEN, 2015; SOON *et al.*, 2018; MARTINEZ *et al.*, 2021).

Figura 40 – Circuito equivalente do painel solar.



Fonte: Adaptado de Martinez *et al.* (2021).

A atual corrente $V_{PV\psi}$, para um painel solar ψ pode ser definida na Equação 3.61.

$$I_{PV\psi}(t) = I_{ph\psi}(t) - I_{D\psi}(t) - I_{Rp\psi}(t) \quad (3.61)$$

A corrente fotogerada $I_{ph\psi}$, pode ser determinada a partir da corrente de curto-circuito do painel solar $I_{cc\psi}$, considerando um determinado fluxo de irradiância do sol $\dot{Q}_{sun\psi}$ (obtido na Equação 3.4), e a temperatura da célula solar $T_{PV\psi}$, determinado a partir da modelagem térmica do CubeSat. Portanto, $I_{ph\psi}$ para um painel solar ψ , pode ser expresso como:

$$I_{ph\psi}(t) = \frac{Q_{sun\psi 0}(t)}{Q_{sun\psi 0}} \left[I_{cc\psi} + \Delta I_{cc\psi} (T_{PV\psi}(t) - T_{PV\psi 0}) \right] \quad (3.62)$$

Onde $Q_{sun\psi 0}$ é a irradiância solar de base 1000 W/m^2 , e $T_{PV\psi 0}$ a temperatura para qual corrente de curto-circuito $I_{cc\psi}$ foi obtida, $\Delta I_{cc\psi}$ expressa a variação de corrente de curto-circuito $T_{PV\psi 0}$ com a temperatura. As condições de contorno do fluxo de irradiação do CubeSat é obtido como condição inicial para as simulações, as temperaturas de saída são o resultado das simulações térmicas sobre os painéis solares, ambas variáveis obtidas antes da modelagem elétrica da célula fotovoltaica, na etapa de modelagem térmica.

A corrente do diodo pode ser representada pela Equação 3.63, em que $I_{st\psi}$ é a corrente de saturação, $\eta_{d\psi}$ é o fator de idealidade do diodo, S_b a constante de Boltzmann, e por último q_{carga} representa a carga e elétrons 3.63(SLONGO *et al.*, 2018).

$$I_{D\psi}(t) = I_{st\psi} \exp \left(\frac{-q_{carga} (V_B(t) + I_{PV\psi}(t) R_{s\psi})}{\eta_{d\psi} S_b T_{PV\psi}} \right) - 1 \quad (3.63)$$

A corrente de saturação de diodo $I_{st\psi}$, pode ser expressa na Equação 3.64, em que V_{sc} é a voltagem do silício cristalino.

$$I_{st\psi}(t) = I_{st\psi 0} \frac{T_{PV\psi}(t)^{\frac{3}{\eta_{d\psi}}}}{T_{PV\psi 0}} \exp\left(-\frac{q_{carga} V_{sc}}{\eta_{d\psi} S_b \left(\frac{1}{T_{PV\psi}} - \frac{1}{T_{PV\psi 0}}\right)}\right) \quad (3.64)$$

A corrente de saturação do diodo $I_{st\psi 0}$ é calculada usando uma tensão de circuito aberto $V_{CB\psi}$, é a corrente de curto-circuito $I_{cc\psi}$ do painel solar em uma temperatura $T_{PV\psi 0}$:

$$I_{st\psi 0} = \frac{I_{cc\psi}(T_{PV\psi 0})}{\exp\left(-\frac{q_{carga} V_{CB\psi}(T_{PV\psi 0})}{\eta_{d\psi} S_b T_{PV\psi 0}}\right) - 1} \quad (3.65)$$

Combinando as Equações 3.62 e 3.63, é substituindo na Equação 3.61, a corrente do painel solar $I_{PV\psi}$ pode ser expresso em função dos parâmetros do circuito, conforme segue a Equação 3.66

$$I_{PV\psi}(t) = \frac{\dot{Q}_{sun\psi}(t)}{\dot{Q}_{sun\psi 0}} \left[I_{cc\psi} + \Delta I_{cc\psi} (T_{PV\psi}(t) - T_{PV\psi 0}) \right] - I_{st\psi} \left(\exp\left(-\frac{q_{carga} (V_B(t) + I_{PV\psi}(t) R_{s\psi})}{\eta_{d\psi} S_b T_{PV\psi}}\right) - 1 \right) - \frac{V_B(t) + I_{PV\psi}(t) R_{s\psi}}{R_{\rho\psi}} \quad (3.66)$$

3.4 Casos Estudados

A fase atual dos estudos delineia os casos investigados durante as simulações, aplicando os fluxos térmicos Solar (Q_{sun}), IR (Q_{IR}) e Albedo (Q_{alb}) como condição de contorno para a construção do modelo térmico utilizando o software ANSYS CFX, prevendo os perfis de temperatura para o CubeSat e estimando a geração de energia do painel solar e gerador termoelétrico. A solução analítica das Equações desenvolvidas no MATLAB para os fluxos térmicos, tem como entrada os parâmetros da trajetória do CubeSat, conforme ilustrado na Tabela 9. Durante a órbita as irradiações são calculado pelas Equações 3.4, 3.5, 3.6. Os perfis de temperatura são resolvidos pelo FVM durante a simulação térmica. Consequentemente, serão explorados diferentes configurações do sistema PV e TEG em função de diferentes modelos de atitude e órbitas em consonância com a utilização do tubos de calor para o transporte térmico. Os casos considerados foram divididos entre as órbitas de máxima exposição solar (MES) e tombamento (detumbling - DET). Sendo assim:

- MES-0: CubeSat em órbita de máxima exposição solar com eclipse $\beta = 0^\circ$, com três faces do satélite voltadas para o sol, gerador termoelétrico acoplado internamente na face -Y e sem considerar resistência térmica de contato;

- MES-90: CubeSat em órbita de máxima exposição solar sem eclipse $\beta = 90^\circ$, com todas as faces do satélite voltadas para o sol e gerador termoelétrico internamente na face -Y sem considerar resistência térmica de contato;
- DET-0: CubeSat em órbita de tombamento (*detumbling*) utilizando o modelo de atitude RAM, com eclipse $\beta = 0^\circ$, com três faces do satélite voltadas para o sol, gerador termoelétrico acoplado internamente na face -Y e sem considerar resistência térmica de contato;
- DET-90: CubeSat sem eclipse em órbita de tombamento (*detumbling*) utilizando o modelo de atitude RAM, sem eclipse $\beta = 90^\circ$, com três faces do satélite voltadas para o sol, gerador termoelétrico acoplado internamente na face -Y e sem considerar resistência térmica de contato;
- MES-0-HP: Atitude de Máxima Exposição ao Sol onde um CubeSat tem três lados constantemente voltados para o Sol, uma órbita com eclipse máximo ($\beta = 0^\circ$), e um tubo de calor conectando os painéis solares opostos +Y e -Y.

Para todos os casos a órbita é circular, com uma altitude de 600 km. Os casos simulados contém configurações diferentes, variando-se a órbita e o modelo de atitude, em que se avalia a influência do eclipse, atitude e controle térmico sobre as temperaturas e geração de energia do CubeSat. O gerador termoelétrico foi acoplado aos casos MES e DET, semelhante ao tubo de calor.

Tabela 9 – Entrada TLE para as órbitas.

Caso	i	Ω	e	ω	θ	n
MES-0	0	97.9579	0	0.000001	0	15.22
MES-90	90	97.9579	0	0.000001	0	15.22
DET-0	0	97.9579	0	0.000001	0	15.22
DET-90	90	97.9579	0	0.000001	0	15.22

Fonte: Elaborado pelo autor.

Usualmente, a Tabela 9 apresenta os parâmetros da órbita e divide os casos de estudo entre os diferentes trajetos e modelos de atitude. Os casos de máxima exposição solar (MES), mantém a atitude fixa do satélite em direção ao sol, preservando três faces fixas em direção as irradiações, no entanto para a órbita *detumbling* (DET) o CubeSat contém rotações residuais. Para o mesmo caso, as órbitas sem eclipse caracterizam-se por uma exposição constante do CubeSat sem períodos de eclipse. Para a órbita de máxima exposição ao eclipse, durante um intervalo de tempo o CubeSat não está exposto as radiações solares, período em que o satélite utiliza a energia armazenada. Contrariamente, sem períodos de eclipse o satélite pode operar em faixas estreitas de temperatura, que serão maiores durante a operação do CubeSat.

3.4.1 Elementos do gerador termoeletrico

O gerador termoeletrico pode apresentar uma ampla faixa de dimensões e quantidade de termopares. A literatura, normalmente utiliza as dimensões de 40×40 como tamanho padrão para o TEG. Porém em razão da diversidade de produção do TEG, encontra-se tamanhos e potências variadas. Por esta razão, a Tabela 10 apresenta uma média entre diversas pesquisas.²

O gerador termoeletrico modelado para esta pesquisa está entre a blindagem do painel solar e as PCBs, em Y-, acoplado com os terminais voltados para Z-, com uma proporção de $40 \times 40 \times 4$ mm, conforme ilustrado na Tabela 10. O modelo do TEG apresentado no total contém 199 termopares do tipo p e n, conectados termicamente e eletricamente por placas de cobre.

Tabela 10 – Média das dimensões do gerador termoeletrico investigado.

Dimensões dos componentes do gerador termoeletrico		
Número de termopares	Tipo N	199
	Tipo P	199
Número de placas de cerâmica	Placa cerâmica	1×2
Número de placas de cobre	Placa de cobre	199×2
Altura H (mm)	Tipo P	1,40
	Tipo N	1,40
	Placa de cerâmica	0,90
	Placa de cobre	0,30
	Solda	0,20
	Tipo P	1.40×1.40
Área da seção transversal A(mm ²)	Tipo N	1.40×1.40
	Placa de cerâmica	40×40
	Placa de cobre	1.40×3.40
	Solda	1.40×1.40
Nota: (<i>Largura</i> $\times$ <i>Comprimento</i> $\times$ <i>Altura</i>)		

Fonte: Elaborado pelo autor.

Propositadamente, o gerador termoeletrico foi acoplado entre a PCB e a blindagem do CubeSat, internamente, localizado entre a PCB₂ e PCB₃. O gerador termoeletrico tá inserido no centro da face posterior do satélite, facilitando o acoplamento ao tubo de calor entre os lados do CubeSat. Diferentes configurações para transferência de calor entre os lados mais quentes ou frios são aplicados, conforme os casos simulados MES ou DET.

O TEG, por apresentar dimensões reduzidas, facilitou o acoplamento interno ao CubeSat. O gerador termoeletrico investigado, contém 4 mm de espessura, com dimensões simétricas, em todos os componentes. Os termopares apresentam dimensões iguais de $1,40 \times 1,40$ mm.

² Literatura das dimensões do TEG.

(MENG *et al.*, 2022)

(LUO *et al.*, 2021)

(LUO *et al.*, 2019a)

(LUO *et al.*, 2019b)

(LUO; WANG; YU, 2019)

(LIAO *et al.*, 2018)

As propriedades térmicas dos componentes do gerador termoeletrico são definidos na Tabela 11, em que uma média foi realizada entre as diferentes pesquisas, divididas entre os domínios do TEG (termopares, placa de cerâmica, condutor de cobre, e solda). As propriedades térmicas definidas para o CubeSat necessitam que o coeficiente de Seebeck S_e , e a resistividade elétrica ρ sejam definidos. Diferentemente das propriedades do satélite, a condutividade térmica, resistividade e o coeficiente Seebeck, são definidos por equação algébricas, em que T é a soma entre as temperaturas superficiais no lado quente T_h e frio T_c do gerador³.

Tabela 11 – Propriedades térmicas e materiais dos componentes do gerador termoeletrico.

Propriedades Térmicas Domínio	Componentes do Gerador Termoeletrico			
	Termopar (Tipo P)	Termopar (Tipo N)	Placa de cerâmica	Condutor de cobre
k	$3.2 \times 10^{-5} T^2$ $-0.0216T + 4.949$ -6.373×10^{-6}	$2.36 \times 10^{-5} T^2$ $-0.015T + 3.806$ 1.045×10^{-5}	20	397
α	$T^3 + 0.00359T^2$ $-0.0924T + 84.605$ $-1.263 \times 10^{-7} T^3$	$T^3 - 0.00933T^2$ $+2.649T - 446.029$ $-2.147 \times 10^{-7} T^3$		
ρ	$+1.327 \times 10^{-4} T^2$ $-0.0376T + 3.838$	$+2.551 \times 10^{-4} T^2$ $-0.0962T + 12.711$		0.00175
c_p	188	188	850	381
D_ρ	6600	6600	3600	3978

Nota: $T = T_h + T_c$

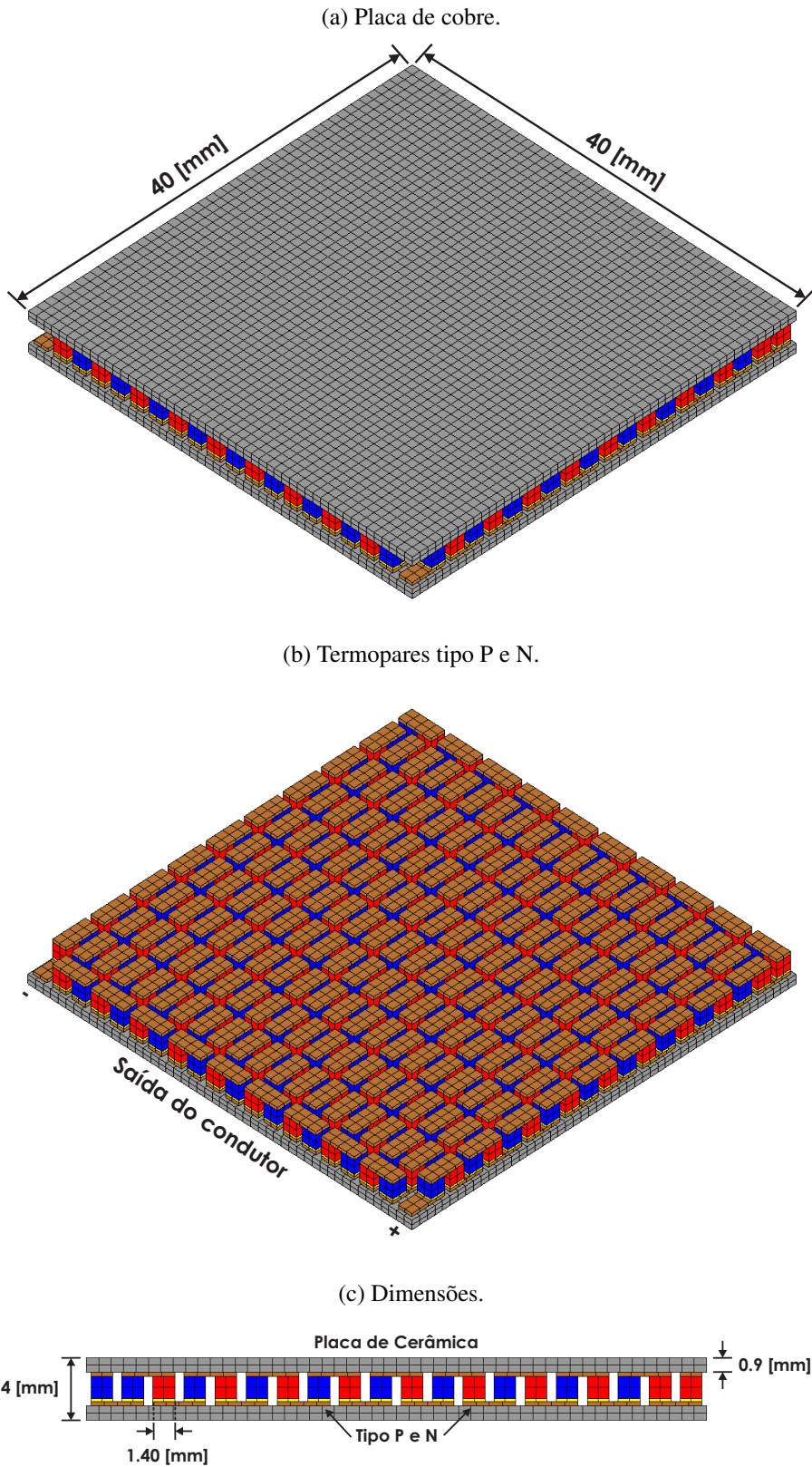
Fonte: Elaborado pelo autor.

3.4.1.1 Modelo tridimensional do TEG

O gerador termoeletrico é definido e discretizado, em diferentes domínios, tipicamente por apresentar diferentes componentes (placa de cerâmica, termopares tipo p e n, condutor de cobre e a solda), conforme verificado na Figura 41b. O TEG utilizado na dissertação usa uma placa de cerâmica externa como contato com o lado quente ou frio do satélite, funcionando como isolante elétrico para os termopares. Os fenômenos termoeletricos que regem o TEG, ocorrem entre o conjunto de termopares P e N (em cor azul e vermelha), conforme apresentado na Figura 41a. Em que a energia elétrica é transportada pelo condutor de cobre (em cor de cobre) até as saídas positivas e negativas do gerador, conforme a Figura 41c. Existe uma solda entre os termopares e o condutor, normalmente adicionada entre as pesquisas que utilizam o TEG para simulações tridimensionais.

³ Literatura das propriedades do TEG.
(MENG *et al.*, 2022)
(LUO *et al.*, 2021)
(LUO *et al.*, 2019a)
(LUO *et al.*, 2019b)
(LUO; WANG; YU, 2019)
(LIAO *et al.*, 2018)

Figura 41 – modelo tridimensional e elementos internos do gerador termoeletrico.

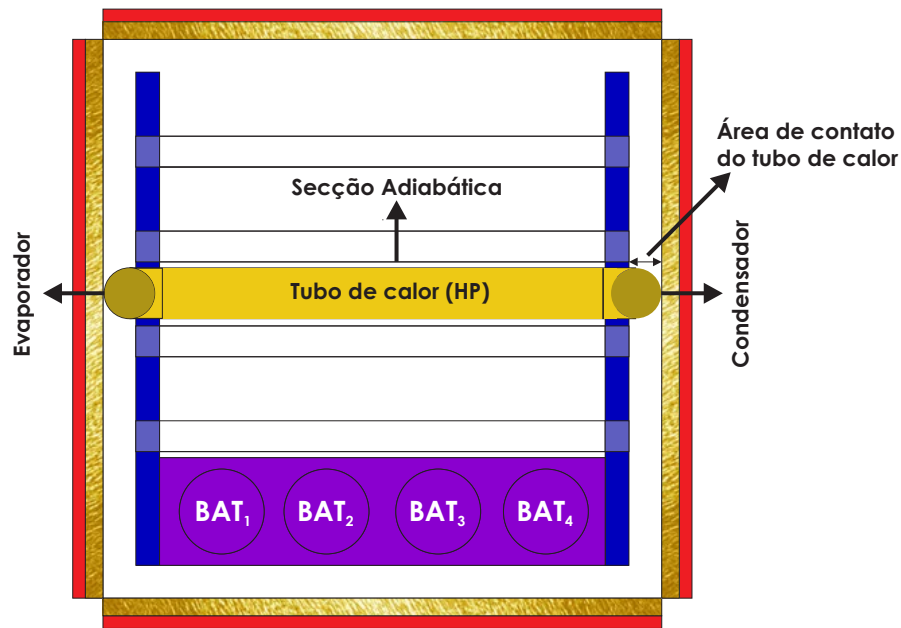


Fonte: Elaborado pelo autor.

3.4.2 Tubo de calor conectado ao CubeSat

Similarmente ao diagrama demonstrado na secção 3.1.1 para os componentes do CubeSat, a Figura 42 ilustra a posição e a área de contato do tubo de calor entre os painéis solares e PCB. A área evaporado/condensador depende da fonte de calor aplicada na extremidade do tubo. Neste caso, só se considerou troca térmica entre as extremidades, ou seja, o calor é conduzido sem perda pela área adiabática.

Figura 42 – Esquema de fixação do tubo de calor entre os painéis solares para simulação térmica.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A fim de ilustrar a capacidade do tubo de calor em missões CubeSats através do modelo térmico e elétrico proposto, uma simulação do CubeSat 1U foi executado com um tubo de calor conectando os painéis solares Y- e Y+, respectivamente, o lado com maior e menor temperatura. Em especial, as equações que regem o fluxo de fluido não foi resolvido, um alto coeficiente de condução térmica foi atribuído para uma barra sólida. A simulação tem os seguintes parâmetros:

- O comprimento da secção adiabática tem 96 mm;
- O comprimento do evaporador é de 30 mm;
- O comprimento do condensador é de 30 mm;
- A resistência térmica de contato é desprezada;
- A área da secção transversal do HP é de 31,76 mm²;
- A condutividade térmica do tubo de calor é 100000 W/m.K.

3.4.3 Parâmetros do painel solar

Os parâmetros elétricos utilizados para modelagem analítica do painel solar são demonstrado na Tabela 12. O padrão do modelo elétrico foi adaptado de Martinez *et al.* (2021) baseado em Nguyen e Nguyen (2015), que analisa características operacionais do painel fotovoltaico sob uma variedade de situações operacionais e parâmetros físicos, incluindo energia solar irradiância, temperatura e resistência de shunt. Para o painel solar assume-se um valor constante para tensão, normalmente encontrado em aplicações com CubeSat, já que o foco aqui é o impacto da radiação e temperatura na geração de energia.

Tabela 12 – Parâmetros do modelo de painel solar.

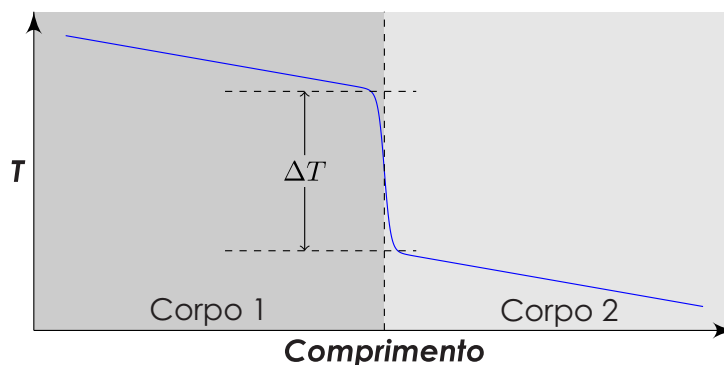
Item	Valor	Item	Valor	Item	Valor
η	2 [-]	V_{sc}	1.12 [eV]	I_{sc}	0.41 [A]
V_{PV}	2.3 [V]	R_s	0.221 [Ω]	ΔI_{sc}	8.84e-6 [A]
R_p	∞ [Ω]				

Fonte: Martinez *et al.* (2021).

3.4.4 Resistência térmica de Contato

Entre os diferentes domínios do satélite, o calor é transferido através de ligações entre componentes, por meio de uma área de contato superficial suficiente para as transferências. Por exemplo, as juntas entre placas eletrônicas e os parafusos, ligações entre as PCBs e a estrutura, ou entre os painéis solares e a superfície externa da estrutura. O potencial de uma ligação em transferir calor é quantificado pela resistência térmica de contato (RTC), conforme ilustra a Figura 43.

Figura 43 – Princípio da variação de temperatura entre a região de contato entre dois corpos.



Fonte: Adaptado de Garzón *et al.* (2022).

A resistência térmica de contato é um fator significativo na análise térmica de CubeSats, visando garantir temperaturas seguras em órbita para um nanossatélite. Nesta pesquisa, o efeito das resistências térmicas de contato sobre as temperaturas e potência satélite são investigados sob o modelo tridimensional do CubeSat 1U. Diversos autores propõem prevê o valor desta

resistência e sua influência no projeto térmico, como ESA-ESTEC (2000), Mantelli e Yovanovich (2002), Hasselström e Nilsson (2012), Pan *et al.* (2020), Reyes *et al.* (2020), Garzón *et al.* (2022).

3.5 Processo de Simulação Térmica e Elétrica

O processo de modelagem térmica e elétrica demonstrado anteriormente entre os capítulos 3.1 e 3.3 são necessários para estimação dos campos de temperatura e potência do CubeSat durante a órbita. De modo sintetizado as etapas de integração entre as simulações é ilustrado na Figura 44. A formulação do problema para simulação pode ser dividido entre as principais etapas.

- Modelo de órbita e atitude

Os elementos orbitais: i inclinação da órbita [°], Ω ascensão reta do nó ascendente [°], e excentricidade [-], ω argumento do perigeu [°], ν anomalia verdadeira [°], n movimento médio [rev/dia] são utilizados para definir o modelo de órbita e atitude dos casos máxima exposição solar (MES) e detumbling (DET) aplicados na dissertação;

- Modelo de irradiância

A partir da trajetória estimada para o CubeSat o modelo de irradiância determina os fluxos térmicos solar (Q_{sun}), albedo (Q_{Alb}), e infravermelho (Q_{IR}), que são condição de contorno para o modelo térmico;

- Modelo térmico e geométrico

Daí em diante o modelo geométrico tridimensional e construído é inserido no ambiente de simulação, aplicando em cada domínio as propriedades dos materiais. A resolução dos campos de temperatura transitória do CubeSat tem como base a equação de conservação de energia (3.8) aplicado entre as principais partes do satélite;

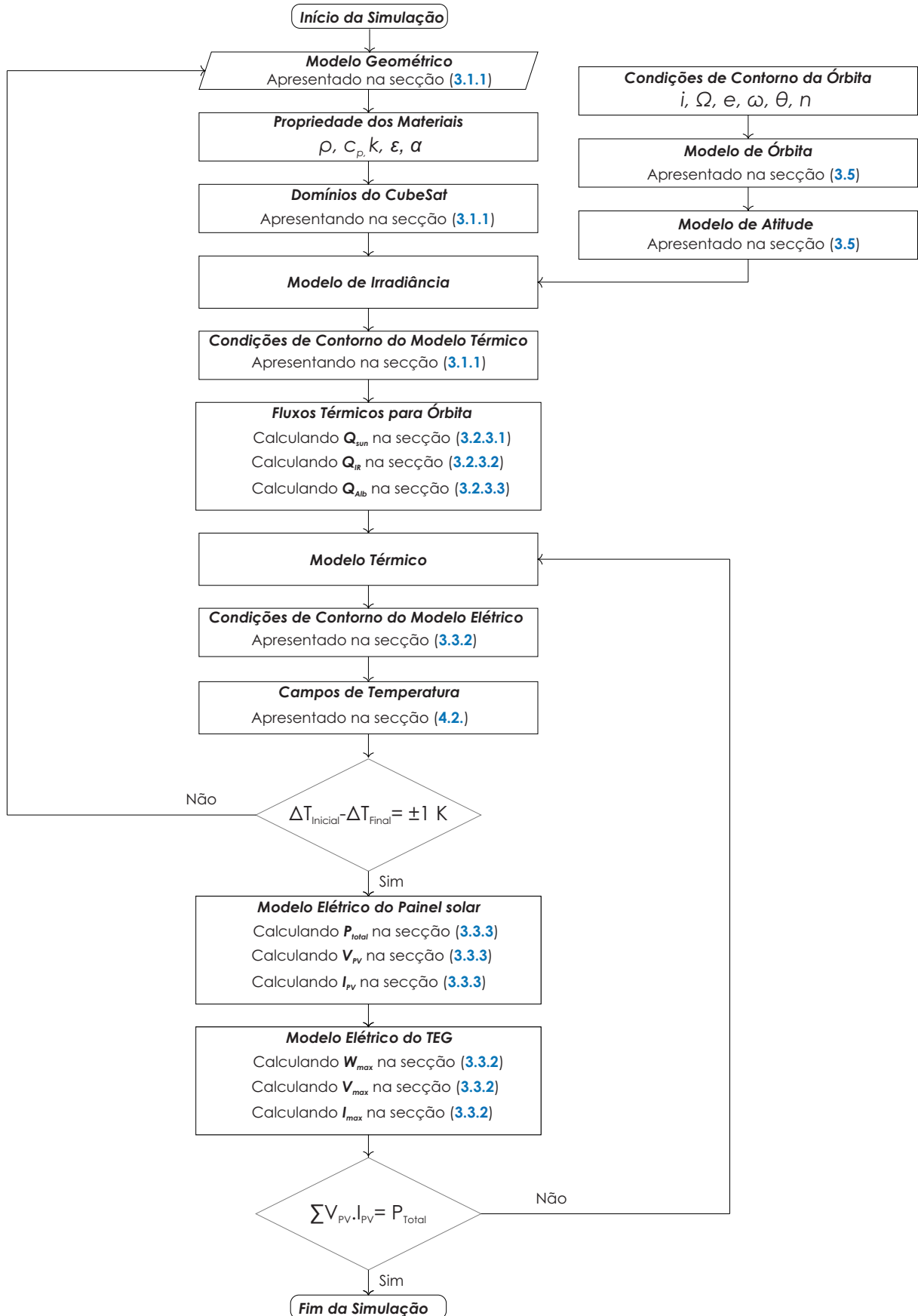
- Modelo elétrico

A partir dos campos de temperatura o modelo elétrico para o CubeSat é desenvolvido (Apêndice A); estimando a potência total (P_{total}), tensão (V_{PV}) e corrente (I_{PV}) para o painel solar. Semelhante as saídas elétricas para o gerador termoelétrico (Apêndice B): potência máxima (W_{max}), tensão máxima (V_{max}) e corrente máxima (I_{max}).

3.5.1 Configuração do hardware

As simulações utilizando o ANSYS e MATLAB foram implementadas e executadas utilizando o ambiente Windows, em um computador com processador Intel Core I5-9300H de 9ª geração (2,40 GHz), com 4 núcleos de 8 threads e 32 GB de RAM, com uma placa de vídeo dedicada NVIDIA GeForce GTX 1650.

Figura 44 – Fluxograma do processo de simulação térmica e elétrica.



Fonte: Elaborado pelo autor.

4 Resultados e Análise

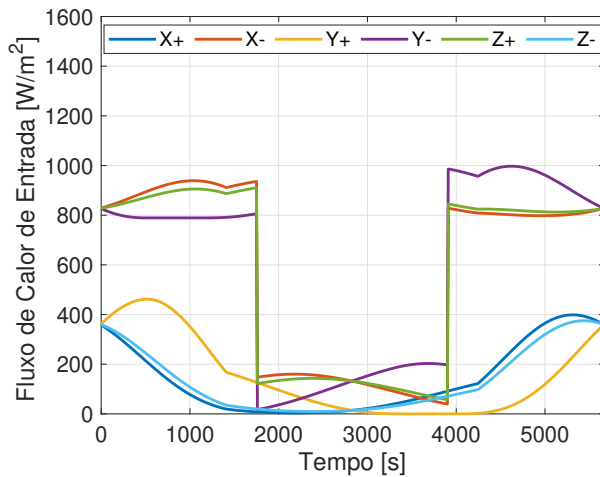
Nesta seção são apresentados os resultados de fluxo de calor, temperatura e potência gerada ao longo de uma órbita, conforme os modelos apresentado no capítulo anterior.

4.1 Fluxo de Irradiância Total

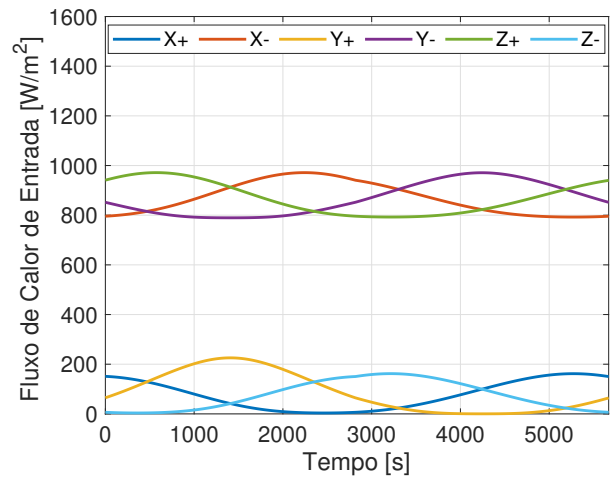
A Figura 45 ilustra o grupo de fluxos térmicos totais (solar, albedo e IR) previstos para o CubeSat para a condição de atitude com máxima exposição solar e detumbling, em cenários com máxima exposição ao eclipse ($\beta = 0^\circ$) e solar ($\beta = 90^\circ$), respectivamente.

Figura 45 – Fluxo de radiação total.

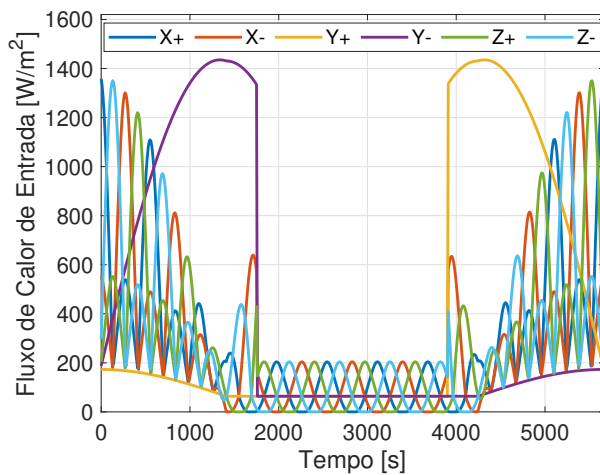
(a) Máxima exposição solar (MES-0), com máximo eclipse ($\beta = 0^\circ$).



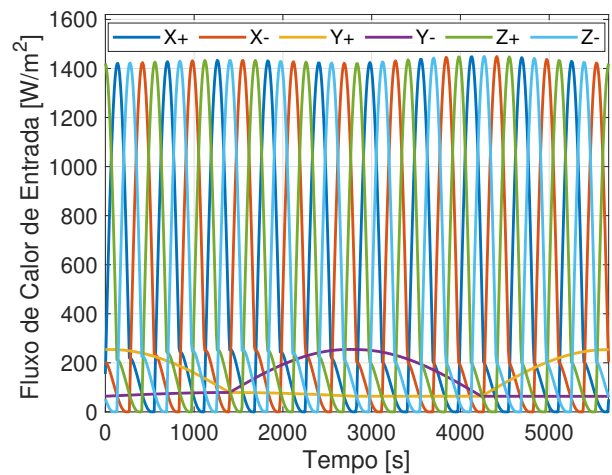
(b) Máxima exposição solar (MES-90), sem eclipse ($\beta = 90^\circ$).



(c) Detumbling (DET-0), com máximo eclipse ($\beta = 0^\circ$).



(d) Detumbling (DET-90), com máximo eclipse ($\beta = 90^\circ$).



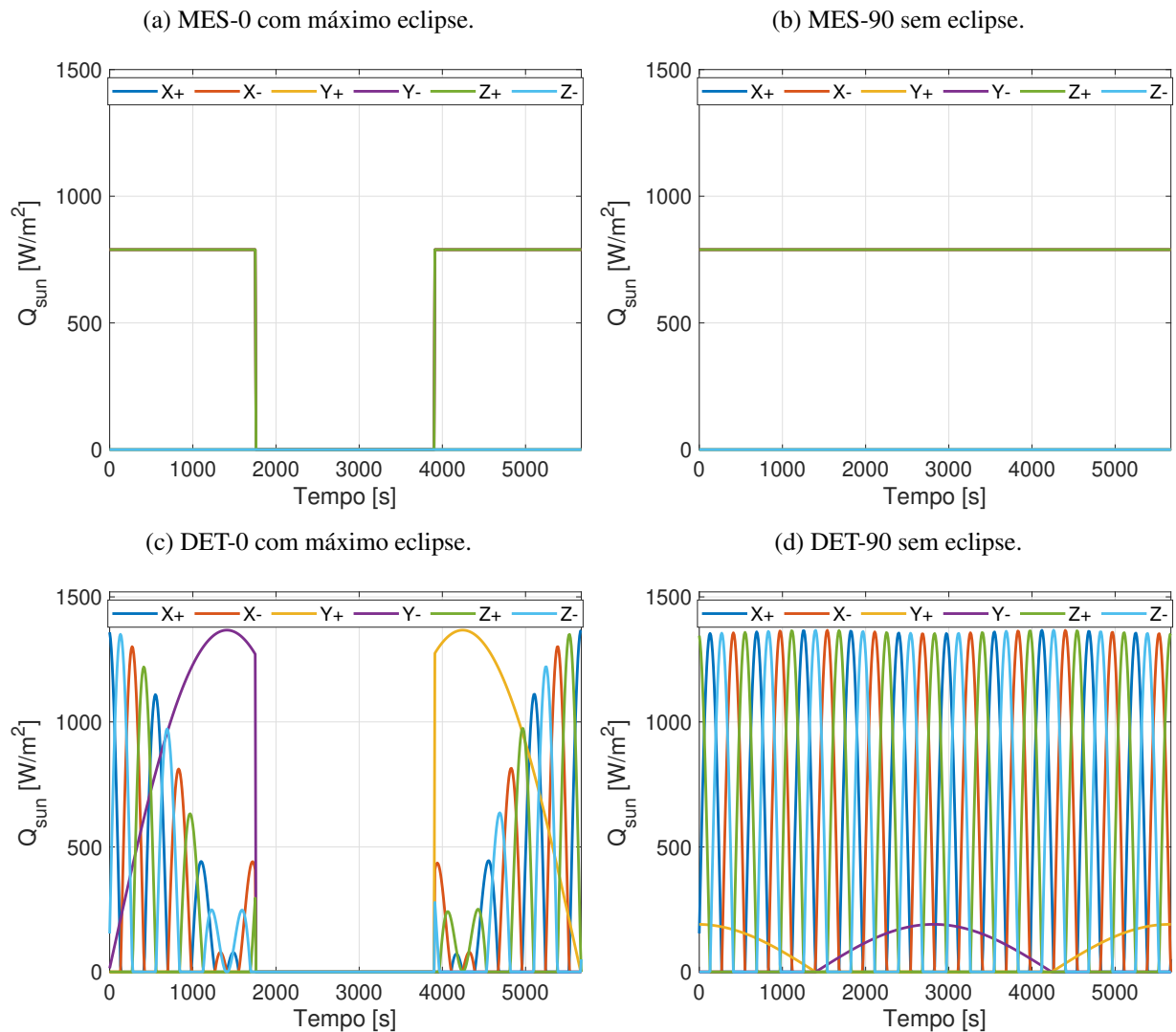
Fonte: Elaborado pelo autor.

A Figura 45a, ilustra que três faces do CubeSat estão expostas igualmente ao sol (X-,Y-,Z+) e três não (X+,Y+,Z-), há uma lacuna entre 1600 s e 3900 s, que é um comportamento típico de órbitas com eclipse. A Figura 45b apresenta a mesma órbita e modelo de atitude do MES-0, porém agora sem períodos de eclipse. Como se observa, agora os fluxos térmicos são constantes sobre o CubeSat durante a órbita, com três faces de maior e menor exposição as irradiações. As Figuras 45c e 45d apresentam os fluxos totais de irradiância sobre o CubeSat para a configuração com detumbling (“capotamento”), nas órbitas com máximo eclipse e sem eclipse.

4.1.1 Fluxo de irradiância solar

A simulação de potência do painel fotovoltaico necessita apenas dos fluxos solares para cada configuração de atitude e órbita. Estes resultados estão agrupados na Figura 46.

Figura 46 – Fluxo de radiação solar.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Para as configurações de atitude MES há três faces (X-, Y- e Z+) projetadas igualmente e constantemente para o sol, exceto quando passa pela sombra da terra no caso com $\beta = 0^\circ$, ilustrado na Figura 46a e 46b. Por este motivo, não é possível observar todas as curvas do gráfico. A projeção da área total é proporcional a $\sqrt{3}$ vezes a área de um único lado normal ao sol (LELEKOV, 2021). Claramente, na ausência do eclipse, o tempo de exposição à radiação solar aumenta significativamente.

Durante a órbita detumbling, ilustrado na Figura 46c e 46d, o CubeSat gira em torno de um dos seus eixos ao invés de ficar parado. Isso pode ajudar a manter a estabilidade e o equilíbrio térmico, mas pode reduzir a coleta de energia solar, pois os painéis nem sempre estão voltados para o sol de forma eficiente. Além disso, tal configuração sugere a adoção de painéis solares em todas as faces, ao contrário da configuração MES, onde apenas três lados são capazes de gerar energia pela efeito fotovoltaico. Os picos da radiação para o DET são significativamente maiores que o MES, consequência de que em alguns instantes os painéis estão com máxima projeção em direção ao sol.

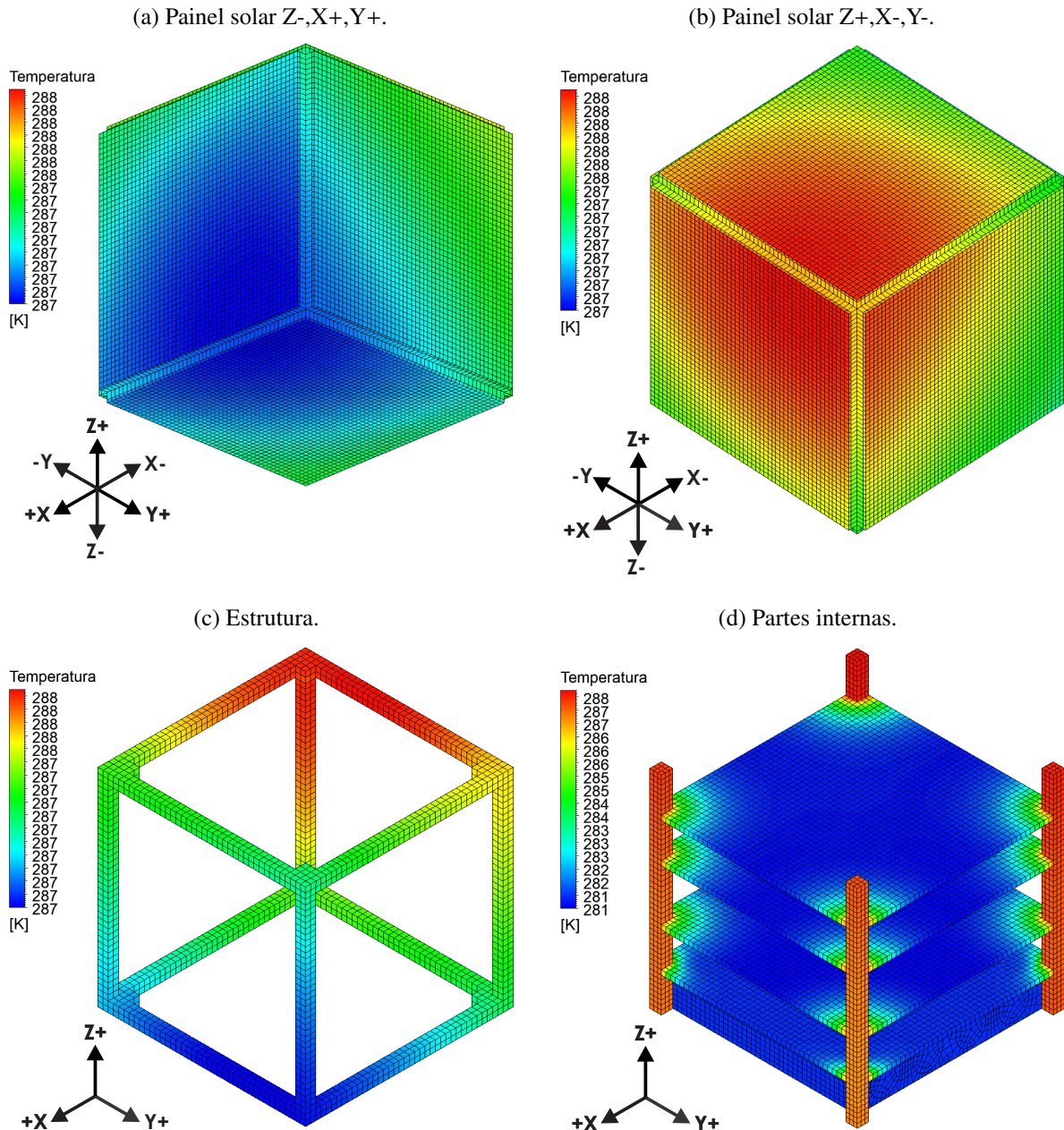
4.2 Campos de Temperatura

O Capítulo apresenta os resultados das simulações transientes do satélite em quatro diferentes órbitas MES-0, MES-90, DET-0 e DET-90. Os campos de temperatura tridimensional são delimitados aos casos MES-0 e MES-90, pertinente a sua relevância para o CubeSat.

4.2.1 Temperatura tridimensional

O resultado apresentado na Figura 47, constitui visualmente a solução das equações térmicas do CubeSat. Nesse caso as temperaturas do satélite estão no tempo $t = 1600$ s, condição com maior gradiente de temperatura. As faixas de temperatura foram ajustadas para os valores locais estimados no painel solar e partes internas do satélite, proporcionando uma melhor visualização real de como a radiação se propaga pela face externa do PV e internas. As faces identificadas como Z-, X- e Y- estão recebendo mais radiação do que o restante dos painéis solares. Os gradientes de temperatura entre as faces positivas e negativas do CubeSat são próximos, resultado da ausência resistência térmica de contato, ou seja, durante os casos simulados MES-0 e MES-90 não se considerou nenhum tipo de resistência entre a blindagem interna do painel solar e o contato entre a estrutura, consequentemente o fluxo de radiação não tem nenhuma resistência, explicando a proximidade dos valores no tempo $t = 1600$ s, entre as faces mais frias e quentes do CubeSat. Os valores máximos de temperatura e mínimos, se concentram próximo as laterais do painel solar se distribuindo para o centro do CubeSat, o mesmo comportamento acomete a estrutura.

Os valores máximos de temperatura para estrutura concentram-se em direção ao painel Z-, e diminuem de intensidade em direção ao topo do CubeSat, ou seja, Z+.

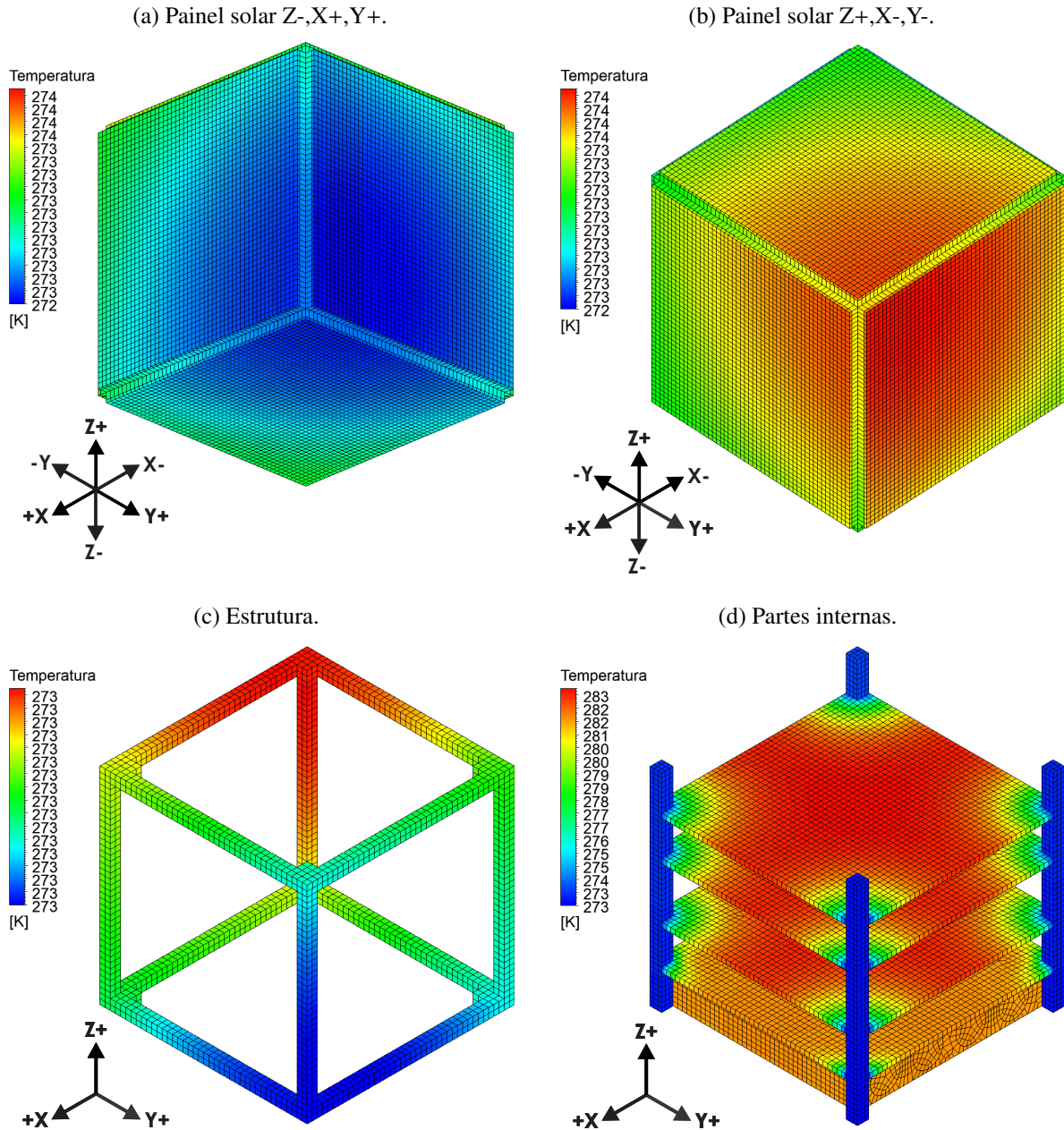
Figura 47 – Perfil de temperatura para o caso MES-0, no tempo $t = 1600$ s.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A Figura 48 representa o caso frio, no qual se tem as temperaturas mais baixas do satélite durante o período de eclipse. O perfis de temperatura são válidos para o tempo $t = 3900$ s, alguns instantes após o satélite entrar em eclipse. A zona de eclipse, tem valores do fluxo solar e albedo insignificantes, predominando as emissões de radiação IR da terra. As temperaturas máximas do pannel solar não variam com tanta intensidade acima de 274 [K], como esperado a estrutura tem o mesmo comportamento. Mas observando os componentes internos do satélite se tem os valores máximos de temperatura nesse instante de tempo. Comparando os resultados da Figura 47d e 48d nota-se como as temperaturas se concentram nas PCBs, exceto na PCB₁ que apresenta gradiente de temperatura mínimo bem próximo do pannel solar. A propagação das temperaturas irradiadas

pelo parafuso durante o período de eclipse para as partes internas do CubeSat confirmam que a direção do fluxo provem das conexões entre a PCB e o Parafuso.

Figura 48 – Perfil de temperatura para o caso MES-0, no tempo $t = 3900$ s.



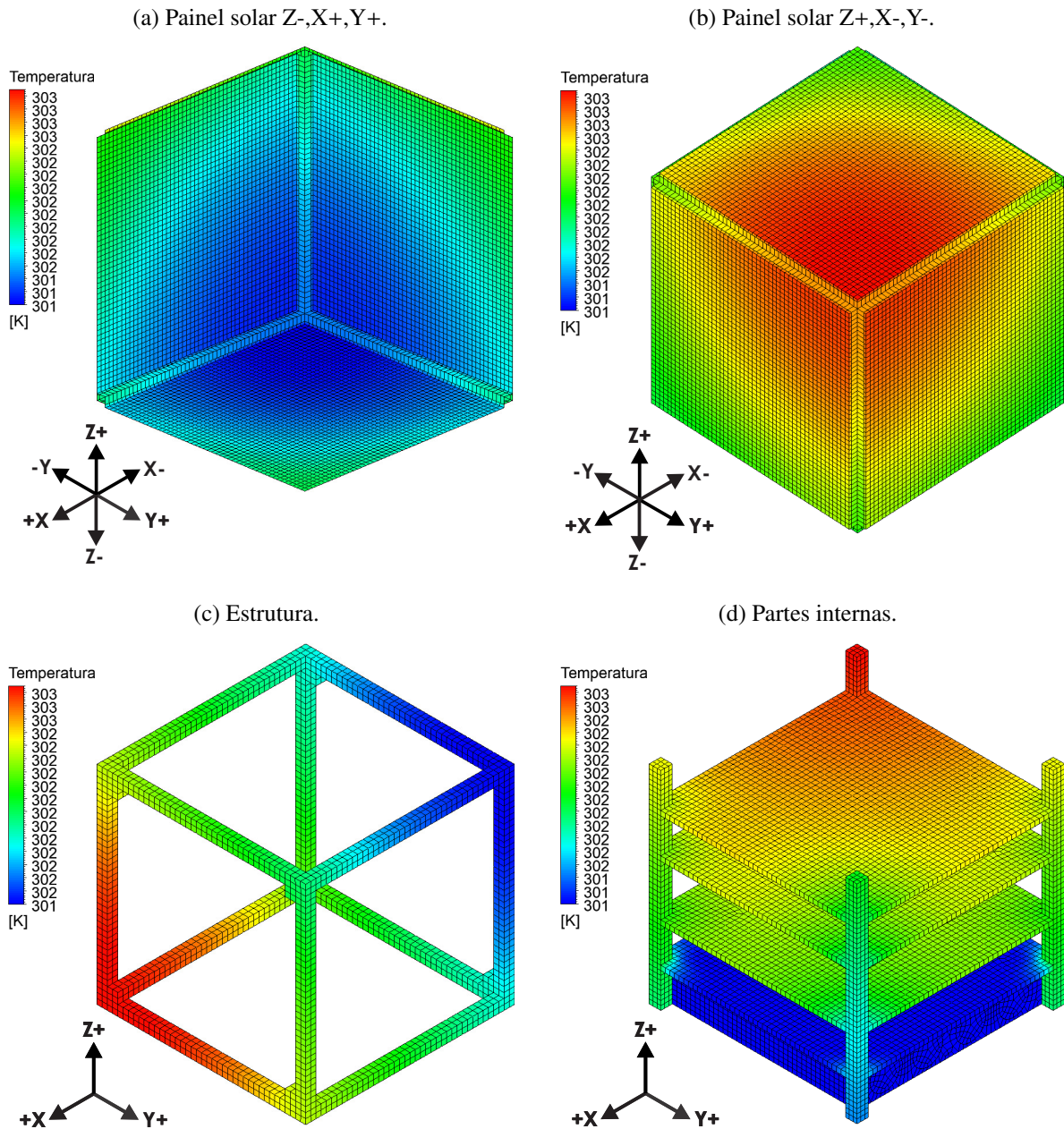
Fonte: Elaborado pelo autor.

O fluxo de calor que se expande para as partes internas do satélite tem como principal direção os parafusos que conectam as PCBs do CubeSat, que apresentam as maiores médias de temperatura entre os componentes internos. Nota-se que as PCB₂, PCB₃ e PCB₄ alcançam maiores temperaturas do que a PCB₁, fato que pode ser explicado pelo comportamento do fluxo de temperatura que se concentra entre as laterais e o centro do satélite. As baterias têm contato direto com a primeira PCB, resultando em um equilíbrio térmico diferentes entre as restantes. Enquanto a PCB₂, PCB₃ E PCB₄ estão variando entre 279 e 286 K, a PCB₁ aproximadamente

tem temperaturas entre 275 e 279 K. A configuração adotada para bateria na órbita simulada favorece uma média de temperatura controlada, ajudando a diminuir o gradiente de temperatura extremo para a bateria nos casos quentes e frio do CubeSat.

Considerando agora a órbita MES-90, neste caso tem-se que a variação do fluxo ao longo da órbita é menos intensa, tornando praticamente constante a condição de máxima temperatura sobre o satélite. A Figura 49 ilustra o campo obtido para $t = 1600$ s, que é muito similar ao que seria encontrado para $t = 3900$ s. Novamente, o gradiente de temperatura é baixo, porém os níveis alcançados são mais elevados para todas as partes.

Figura 49 – Perfil de temperatura para o caso MES-90, no tempo $t = 1600$ s.



Fonte: Elaborado pelo autor.

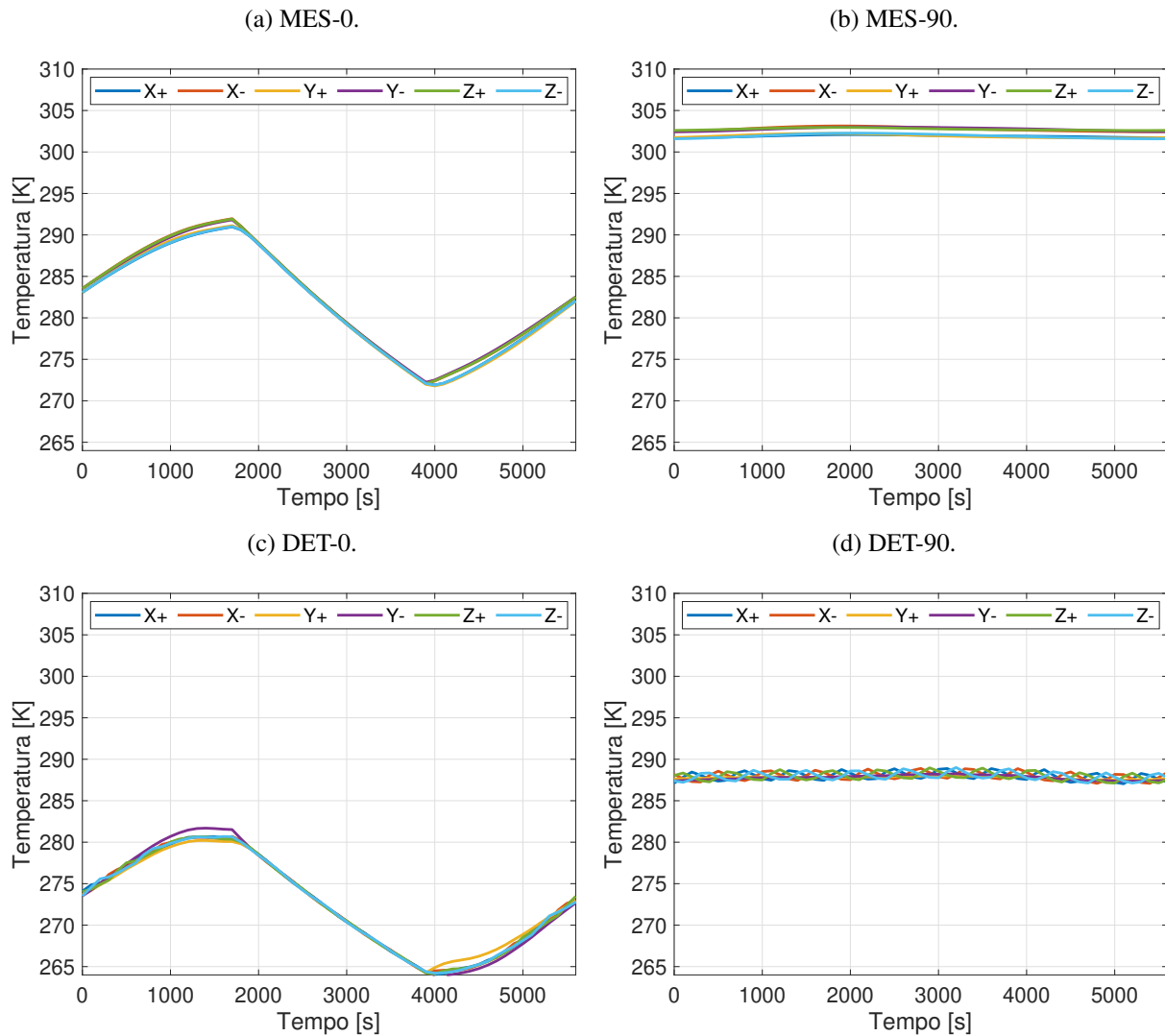
Como evidenciado nos dois exemplos acima, o gradiente de temperatura é baixo para

as condições simuladas e, portanto, os resultados do campo de temperatura tridimensional para DET-0 e DET-90 não serão apresentados aqui, pois tornam-se repetitivos.

4.2.2 Temperatura transiente

A Figura 50 ilustra as temperaturas para uma órbita completa, no centro de cada painel solar ao longo da órbita, para cada configuração de trajetória e atitude. Novamente é evidenciado o baixo gradiente de temperatura para dado instante de tempo. Em geral, inicialmente as temperaturas dos painéis solares têm um valor aproximado, mas vão se distanciando levemente conforme as radiações sobre o painel solar aumentam, se tornando mais significativa no pico de temperatura. Após atingir a temperatura máxima, o CubeSat inicia o período de eclipse (Figura 50a e 50c), em que as temperaturas decaem nas seis faces do CubeSat.

Figura 50 – Temperatura transiente no centro dos painéis solares.

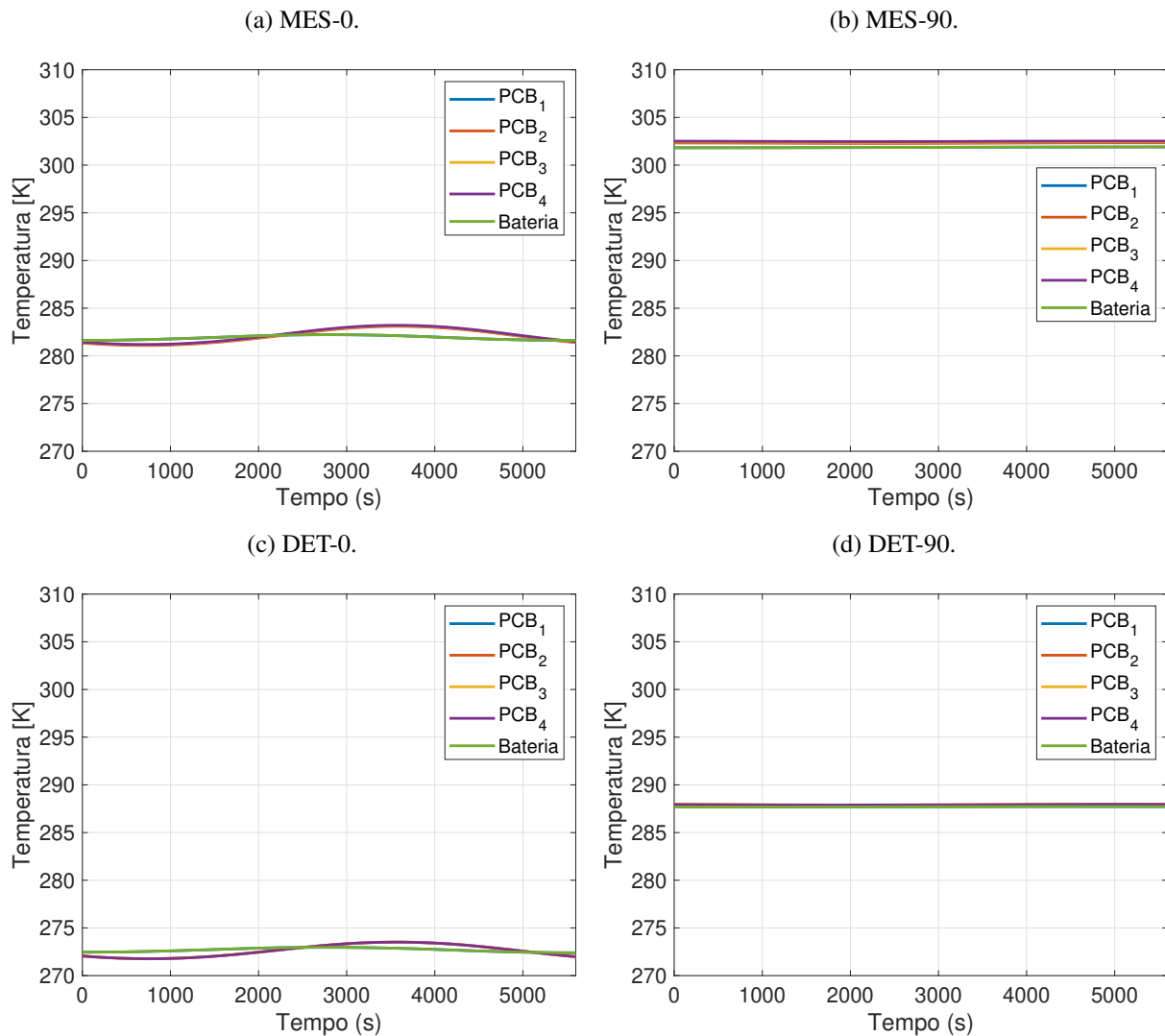


Fonte: Elaborado pelo autor.

Ao contrário do caso MES-0, que apresentava variações de temperaturas no centro

dos painéis solares entre 244 e 292 K ao longo da órbita, no caso MES-90 a temperatura é praticamente constante em 302 K, com aproximadamente 2 K de gradiente, conforme ilustrado na Figura 50b. A Figura 50c evidencia que a variação de temperatura ao longo da órbita DET-0 está entre 265 e 282 K para os painéis fotovoltaicos. Por fim, DET-90, que é sem eclipse, as temperaturas aumentam em comparação ao caso anterior, e estão praticamente constante em 288 K nas partes externas, conforme visto na Figura 50d. Esse resultado era esperado, pois o fluxo de calor é mais homogêneo entre as faces quando comparado ao caso MES.

Figura 51 – Temperatura transiente nas principais partes internas.



Fonte: Elaborado pelo autor.

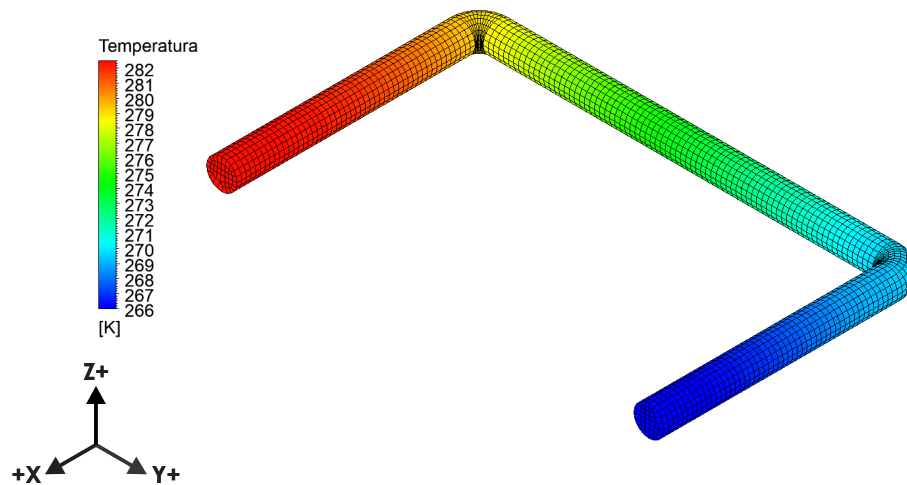
As temperaturas dos componentes internos do CubeSat são demonstrados na Figura 51. Em geral, a amplitude e magnitude alcançada por PCB₂, PCB₃ e PCB₄ são levemente maiores que o perfil alcançado pela PCB₁, devido à maior inércia térmica do conjunto bateria e suporte que está acoplada à PCB₁. A configuração com máxima exposição ao sol e sem eclipse (MES-90) apresenta os maiores valores de temperatura para as partes internas, enquanto que a configuração

com distribuição mais homogênea de fluxo de calor e com eclipse (DET-0) produz os menores valores de temperatura para as partes internas.

4.3 Tubo de Calor (HP)

A fim de ilustrar o impacto do controle térmico sobre a geração de energia e temperaturas do CubeSat, um tubo de calor (heat pipe - HP) foi aplicado e modelado em conjunto com a simulação térmica transiente do satélite. A Figura 34 demonstra a posição da área de contato entre os painéis solares, a fonte de calor está conectada na seção do evaporador na face Y- e o dissipador de calor na seção do condensador em Y+, respectivamente lados em maior e menor temperatura do satélite, 282 K e 266 K. Quando o calor é adicionado no seção do evaporador, o tubo absorve calor e direciona o fluxo térmico para o condensador na face Y+, passando pela secção adiabática. Ali, no condensador ocorre a troca de calor entre a temperatura quente, originada no evaporador e a fria presente no condensador. Simultaneamente o HP resfria o painel solar Y- exposto as radiações, e esquenta a face Y+ que se encontra em estágio de eclipse, favorecendo o controle de temperatura no ambiente extremo espacial.

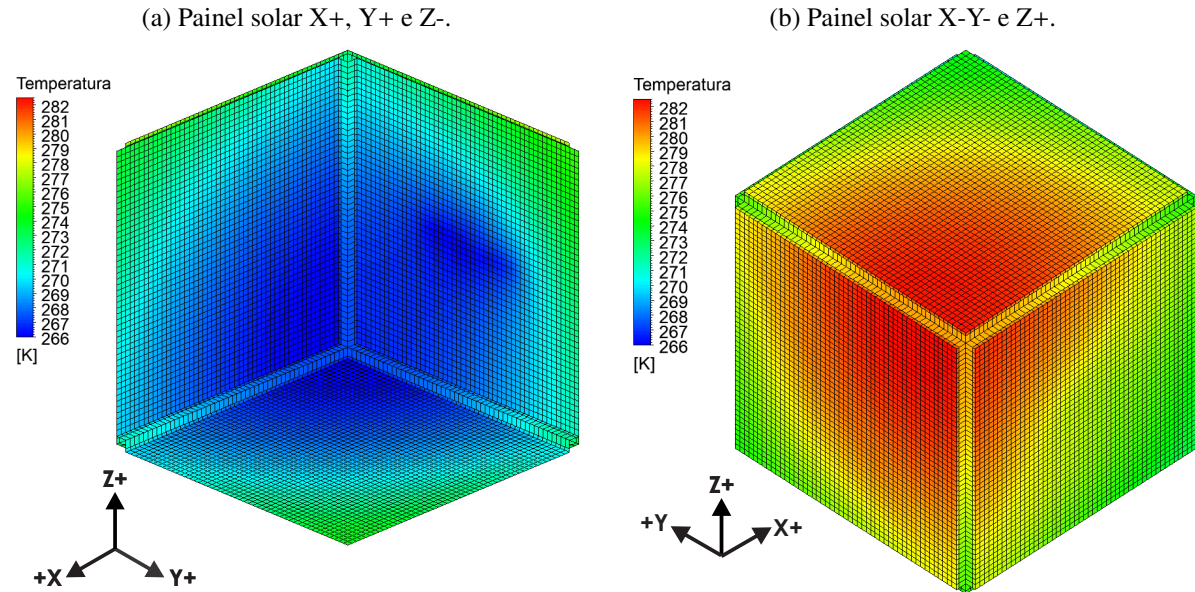
Figura 52 – Desempenho térmico do tubo de calor fixado entre o painel solar Y- e Y+ do CubeSat.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A próxima Figura 53 ilustra a solução tridimensional do domínio do CubeSat acoplado em um tubo de calor entre a condição de maior diferença de temperatura entre os painéis solares para o modelo de Atitude MES. A simulação foi realizada usando a atitude MES e órbita com base na Tabela 9. A Figura 53 ilustra a temperatura no instante de tempo $t = 1600$ s, condição com maior gradiente de temperatura entre os painéis solares Y- e Y+. A transferência de calor entre os painéis solares conectado ao HP é evidenciada pela concentração de temperatura no centro do painel fotovoltaico. Confirmando que para um satélite sem rotação, as seções do evaporador e do condensador do tubo de calor neste CubeSat permanecem a mesma ao longo do tempo. Vale enfatizar, que as temperaturas para apresentar o modelo são globais.

Figura 53 – Perfil de temperatura para o CubeSat com um tubo de calor conectando os painéis solares Y- e Y+, sob a atitude MES-0 em $t = 1600$ s.



Fonte: Elaborado pelo autor.

4.4 Temperatura Operacional

A secção compara os gradientes de temperatura máximo, previsto pela simulação térmica, com a temperatura de operação alcançada pelos componentes (domínios) do CubeSat, ilustrado na Tabela 13.

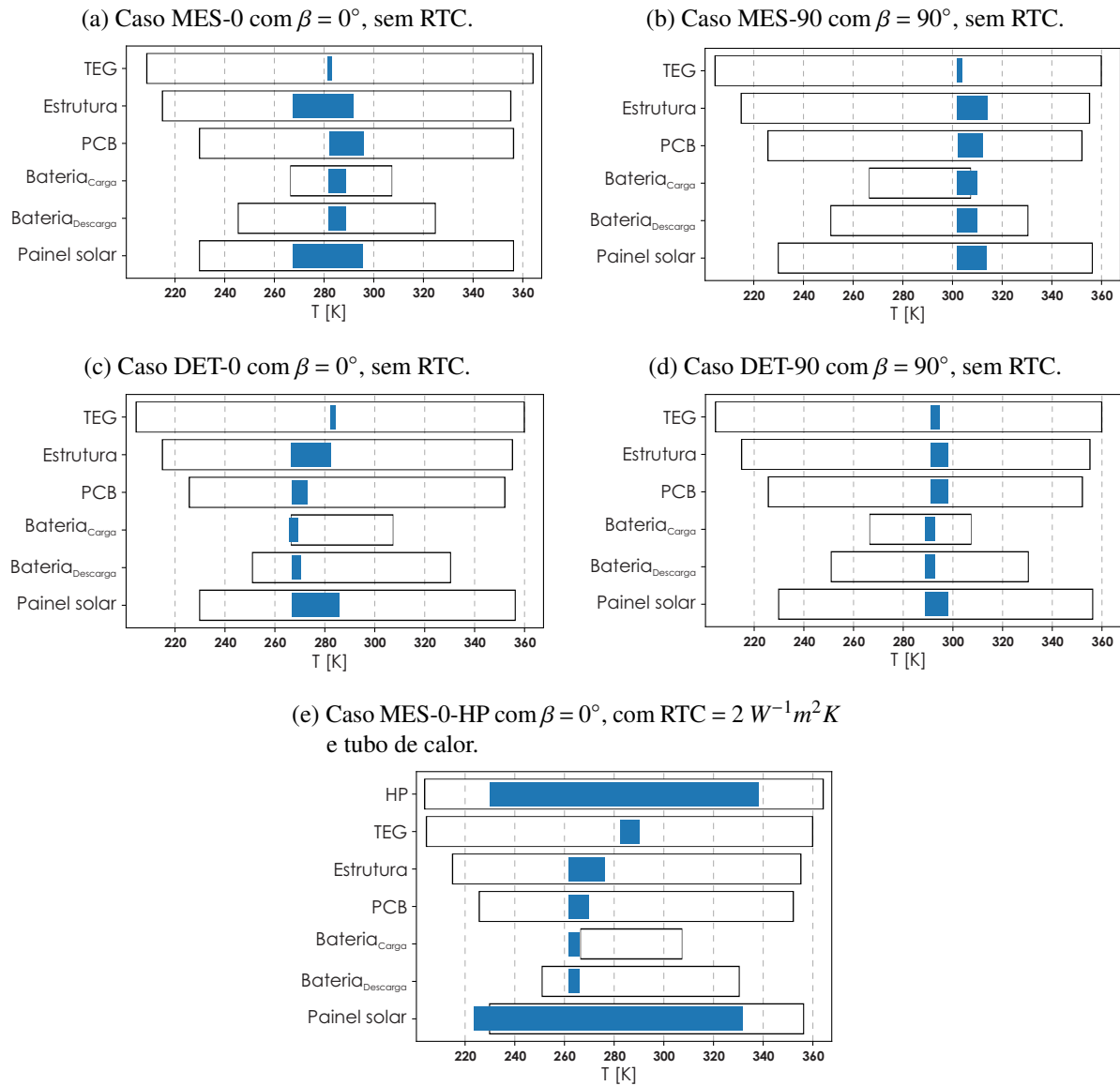
Tabela 13 – Faixas de temperatura operacional para um CubeSat.

Componentes do CubeSat	Faixa de Temperatura [K]
Antena	233 a 358
Estrutura	233 a 353
Computador de bordo	233 a 358
Carga útil	233 a 358
Bateria (carga)	268 a 318
Bateria (descarga)	253 a 333
Sistema de energia elétrica (EPS)	233 a 358
Painel solar	233 a 358

Fonte: Spacelab (2017).

Semelhante a representação de Garzón *et al.* (2022) a Figura 54, sobrepõe as faixas de temperatura estimadas pelo CFX com as temperaturas operacionais do CubeSat FloripaSat-1, de acordo, com os casos simulados com ou sem resistência de calor (RTC). As temperaturas estimadas para os casos MES-0, MES-90, DET-0, DET-90 e MES-0-HP, estão exibido na Figura 50. A temperatura para PCB é uma média entre a antena, estrutura, computador de bordo e carga útil.

Figura 54 – Faixas de temperatura estimadas pela simulação térmica (caixa azul) para cada domínio em comparação com as faixas de temperatura operacional dos subsistemas (caixas brancas) para diferentes modelos de atitude e órbita.



Fonte: Adaptado de Garzón *et al.* (2022).

Entre o tempo de 1600 s e 3900 s a temperatura pode variar significativamente para os casos MES quando $\beta = 0^\circ$ e $\beta = 90^\circ$, excedendo o limite operacional de condição adequada para carga da bateria em MES-90, conforme ilustrado na Figura 54a e 54b. O mesmo comportamento pode ser observado entre os casos DET-0 e DET-90, no entanto, com variações menores que os casos MES, conforma as Figuras 54c, 54d. O caso apresentado na Figura 54e considera um tubo de calor entre os painéis solares e a estrutura. A RTC promove um gradiente de temperatura extremo, se comparado aos resultados anteriores sem RTC para MES-0, MES-90, DET-0 e DET-90, ultrapassando o limite de temperatura operacional para os painéis solares e bateria durante o período de carga. A influência da resistência térmica

sobre os resultados térmico do CubeSat são investigados na secção 3.4.4.

4.5 Simulação de Potência

Esta seção mostra os principais resultados em relação à geração de energia para órbitas completas de um CubeSat 1U.

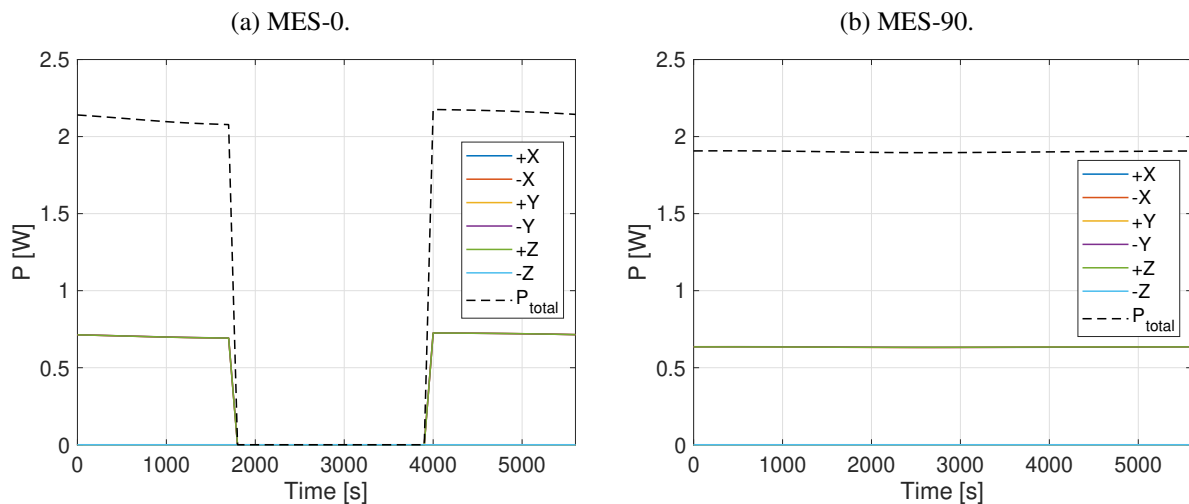
4.5.1 O impacto do eclipse

A geração de energia ao longo de uma órbita completa para o caso MES é apresentada na Figura 55a. Este gráfico mostra a contribuição na geração de energia para cada painel solar e o somatório das gerações.

A lacuna no meio na Figura 55a, por volta de 1600 e 3900 s, ocorre na presença da sombra da Terra, condição em que a radiação solar não atinge o CubeSat e, portanto, não pode gerar energia. Os níveis de temperatura explicam um pico mais alto de cerca de 2.16 W para a potência total após o eclipse. Quando o satélite sai da sombra da Terra, está mais frio do que quando entra, de modo que pode produzir mais energia para o mesmo nível de radiação solar. A diminuição da potência também é consequência da temperatura, pois ela fica mais quente à medida que é mantida sob a radiação solar.

Na Figura 55b, uma condição semelhante é apresentada; porém, neste caso, a órbita não tem eclipse, e a lacuna não existe mais. A potência total para o caso MES-90 é de cerca de 1.90 W, e a linearidade é explicada pelo modelo de atitude não apresentar variações significativas de temperatura ao longo da órbita. Dependendo dos parâmetros orbitais, ambos os cenários podem ser alcançados ao longo da vida útil do satélite e devem ser considerados no projeto do sistema elétrico de potência.

Figura 55 – Geração de energia pelo efeito fotovoltaico



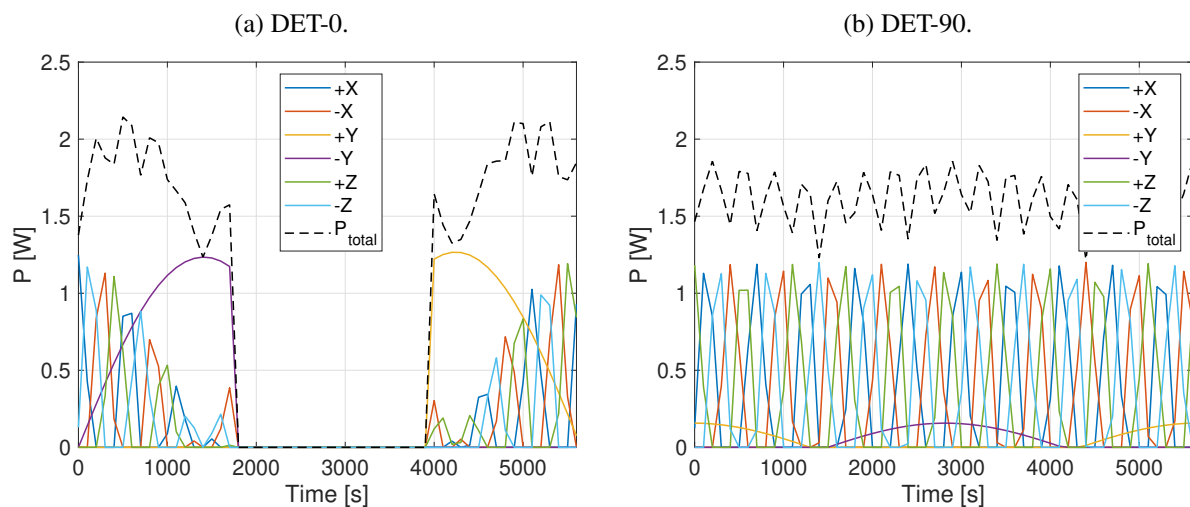
Fonte: Elaborado pelo autor.

4.5.2 O impacto da atitude

Para verificar a importância da atitude, a Figura 56a mostra o resultado de uma simulação com um rotação diferente das anteriores em DET-0. Nesse caso, o satélite gira em torno de seu eixo a dez revoluções por órbita, enquanto nos resultados anteriores o satélite manteve constantemente as mesmas superfícies em direção ao Sol. Devido a esse giro, mais superfícies recebem radiação solar e geram energia. Para este caso, o pico está em torno de 2.14 W; entretanto, esta condição ocorre por um curto período, havendo uma variação substancial na potência total. A potência total antes e depois do eclipse é bem próxima porque o campo de temperatura do CubeSat é mais homogêneo quando ele gira.

A Figura 56b ilustra o resultado de potência a mesma atitude, porém sem eclipse. Tipicamente, nesse caso não temos apenas três lados gerando energia simultaneamente, mas todos os lados contribuem com um percentual de potência diretamente proporcional as radiações absorvida durante toda a órbita. O pico máximo de potência não ultrapassa 1.86 W, gerando menos energia se comparado aos casos DET-0, MES-0 e MES-90. Uma característica deste caso é que durante toda a órbita o satélite gera energia, cujo valor mínimo é 1.21 W, menor que os valores estimados para MES-90, em torno de 1.89 W.

Figura 56 – Geração de energia pelo efeito fotovoltaico



Fonte: Elaborado pelo autor.

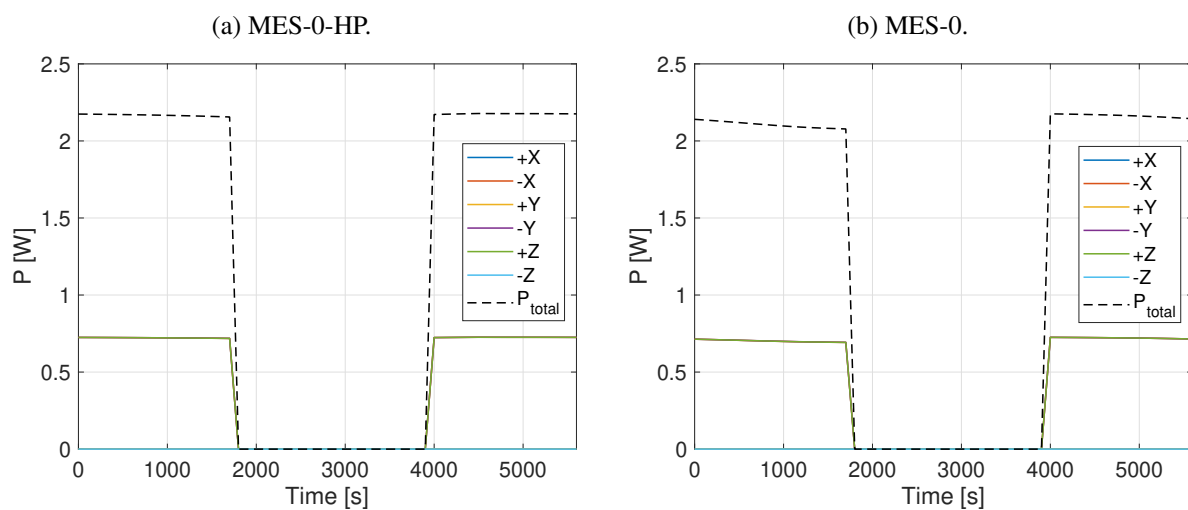
4.5.3 O impacto do controle térmico

Como mencionado anteriormente, o comportamento do fenômeno fotovoltaico é uma função dos níveis de temperatura e radiação. Esses parâmetros dependem da atitude da órbita para uma missão CubeSat, mas o controle térmico do satélite também pode influenciar a temperatura. Para avaliá-lo, foi realizada uma simulação, considerando que os painéis solares dos lados Y+ e Y- são conectados por um tubo de calor. Essa configuração pode melhorar a geração de energia

porque o lado voltado para o Sol, que gera energia, agora transfere rapidamente o calor para o lado oposto, que não está exposto ao Sol, portanto, mais frio e incapaz de gerar energia.

O resultado deste caso está na Figura 57. Sua órbita e atitude são as mesmas da Figura 55a, mas os níveis de potência são um pouco maiores por causa do controle térmico. No início, a potência girava em torno de 2,15 [W], para MES-0-HP, enquanto no caso anterior MES-0 era de 2,14. Após o eclipse, aqui o pico está em torno de 2,17 [W]. Ao mesmo tempo, no MES-0 foi de 2,16 [W]. É possível observar que a integração adequada do controle térmico com o sistema de potência do o CubeSat pode melhorar o desempenho geral da missão.

Figura 57 – Geração de energia pelo efeito fotovoltaico



Fonte: Elaborado pelo autor.

Os resultados mostram que a presença de um eclipse, onde o satélite está na sombra da Terra e não recebe radiação solar, tem um impacto significativo na geração de energia. A atitude do satélite, ou sua orientação e apontamento, também desempenha um papel na geração de energia, com um satélite girando gerando energia de mais superfícies. O controle térmico, ou a regulação da temperatura no satélite, também afeta a geração de energia, com flutuações de temperatura causando variações na produção de energia.

Esses resultados destacam a importância de projetar adequadamente o sistema de energia elétrica para uma missão CubeSat para levar em conta o impacto do eclipse, atitude e controle térmico. Por exemplo, ter um sistema que possa armazenar e usar eficientemente a energia durante um eclipse seria crucial para um satélite em órbita com alta frequência de eclipses. Além disso, considerar a atitude do satélite e implementar medidas de controle térmico pode ajudar a otimizar a geração de energia e mitigar os efeitos das flutuações de temperatura. Além disso, essas descobertas reforçam estudos recentes realizados sobre a estimativa de energia de CubeSats, como a análise para diferentes arquiteturas EPS mostradas em Slongo *et al.* (2020), e um modelo termoelétrico integrado apresentado em Martinez *et al.* (2021); enquanto auxilia em estudos futuros considerando tubos de calor em CubeSats (GERNER *et al.*, 2021).

A Tabela 14 resume os principais valores das simulações realizadas. Para cada caso, a potência mínima (P_{min}), a potência máxima (P_{max}) e a potência média (P_{rmavg}) são mostradas, revelando que todos os parâmetros investigados têm influência na geração de energia.

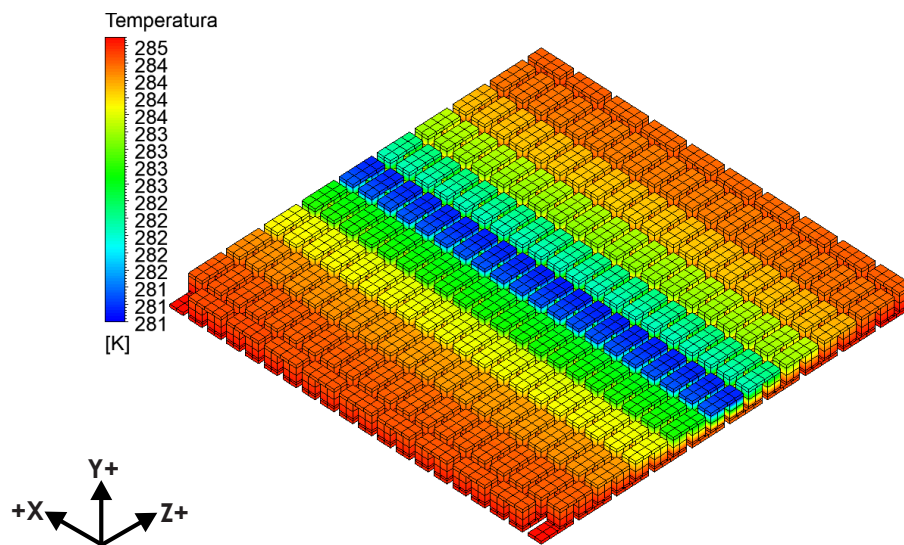
Tabela 14 – Valores de potência para cada caso.

Case	RTC [$W^{-1}m^2K$]	P_{min} [W]	P_{max} [W]	P_{avg} [W]
MES-0	0.00	0.00	2.16	1.29
MES-90	0.00	1.89	1.90	1.90
DET-0	0.00	0.00	2.14	1.06
DET-90	0.00	1.21	1.86	1.62
MES-0-HP	0.00	0.00	2.17	1.33

4.6 Gerador Termoelétrico

Assim como discutido anteriormente na secção 3.4.1 a pesquisa modela e insere um protótipo de gerador termoelétrico internamente no CubeSat. Aproveitando o modelagem térmica e a simulação de irradiação para o satélite, os campos de temperatura para o gerador termoelétrico foram calculados a partir do FVM. Nesse caso, em especial vamos considerar o modelo de atitude de máxima exposição solar MES-0-HP, o TEG se encontra na face Y-, conectado a um tubo de calor que se acopla a face interna do painel solar em Y+. Figura 58 demonstra duas vistas da distribuição de temperatura no TEG, no instante de tempo $t=1600$ s, onde observa-se que o gradiente de temperatura máximo se manteve menor que $5^{\circ}C$.

Figura 58 – Comportamento térmico do TEG acoplado a simulação transiente do CubeSat na face T_c ligado ao HP.

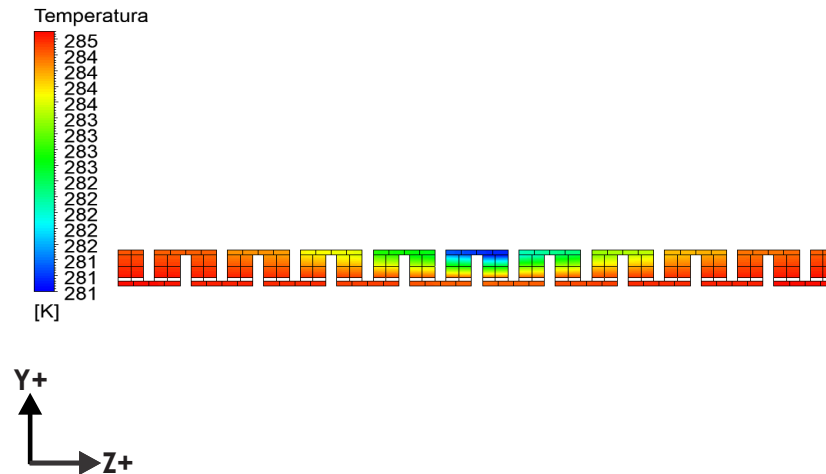


Fonte: Elaborado pelo autor.

O tubo de calor conectado ao TEG não tem a função de um dissipador de calor (Heat sink), mas atua como tecnologia alternativa para o aumento de eficiência do TEG, similar ao esquema utilizado para os painéis solares.

O HP atribuído tem alta condutividade térmica, operando sem energia elétrica e sem partes móveis. Permitindo um maior gradiente de temperatura entre os lados quente e frio do TEG. A Figura 59 demonstra a vista lateral em X- da distribuição de temperatura na região em que o tubo de calor foi conectado, no instante de tempo $t = 1600$ e $t = 3900$ s o gradiente de temperatura máximo se manteve 5°C , sem o tubo acoplado a diferença de temperatura não ultrapassou 1°C .

Figura 59 – Distribuição de temperatura dos termopares quando o lado quente T_h e frio T_c estão em 285 - 281 [K].



Fonte: Elaborado pelo autor.

O calor é um tipo de energia predominante entre os componentes do CubeSat, produzida especialmente pelas irradiações solares, considerando na sua totalidade uma parcela da energia gerada pela operação dos subsistemas do satélite. À vista disso, a presença do fluxo de calor interno e externo ao satélite é indiscutível, impactando e influenciando o comportamento térmico elétrico do satélite. Mas se possível a partir de um método promissor e alternativo de conversão de energia térmica em elétrica baseado em um gerador termoelétrico, podemos melhorar a eficiência energética no CubeSat. Muitos outros autores utilizaram esta tecnologia como Garzon (2012), Lukowicz *et al.* (2016), Lappas *et al.* (2019), Ostrufka *et al.* (2019), Yu *et al.* (2021).

A secção abaixo ilustra de forma real a investigação sobre o comportamento elétrico do gerador termoelétrico acoplado no CubeSat para geração de potência.

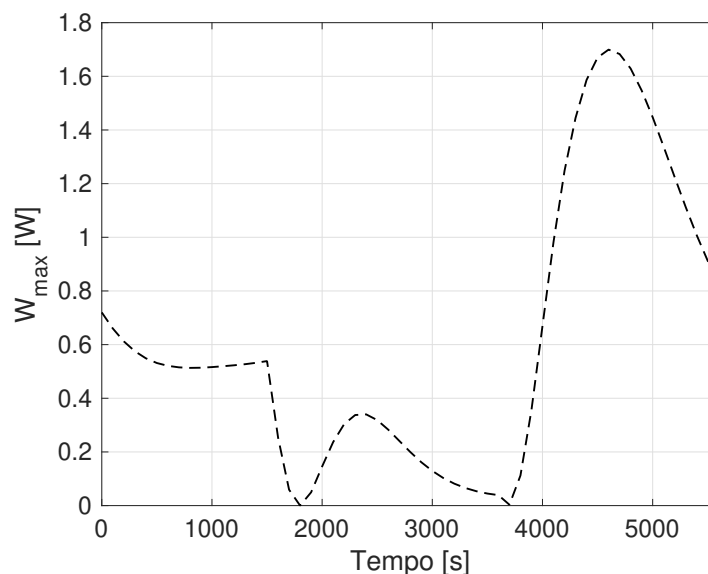
4.6.1 Comportamento elétrico

A potência máxima W_{max} [W], corrente máxima I_{max} [A] e a tensão máxima V_{max} [V] elétrica são estimados para o TEG, ilustrado na Figura 61, para o modelo atitude de máxima exposição solar com eclipse, quando $\beta = 0^{\circ}$, sem tubo de calor. Pode-se observar que a corrente,

tensão e potência máximas são mínimas, consequência da diferença de baixa temperatura entre os lados do TEG, gradiente máximo de 1°C durante toda órbita. Enquanto três lados do painel fotovoltaico estão expostos a radiação solar, o restante troca calor por condução. Consequentemente, o lado exposta alcança temperaturas maiores durante toda órbita. Sendo assim X-, Y-, Z+ são as faces mais quentes. Logo, o lado T_h do gerador termoeletrico está acoplado no painel solar e o lado oposto T_c está voltado para as PCBs do satélite sem conexão com um dissipador de calor, o que explica a baixa diferença de temperatura entre as placas do TEG, o que afeta as saídas elétricas.

À vista disso, um tubo de calor foi introduzido na simulação, conectando o lado T_c do TEG em Y- com o painel solar Y+ em menor temperatura, conforme mostrado na Figura 63a, esperando uma melhora nos resultados de saída elétrica do gerador. Os resultados deste caso estão na Figura 62, onde se observa uma melhora considerável para a corrente, tensão e potência, em ordem de magnitude de grandeza aproximada de três para a corrente, dois para a tensão e quatro para potência.

Figura 60 – Potência máxima W_{max} para matriz de TEGs, em órbita MES-0 com HP.



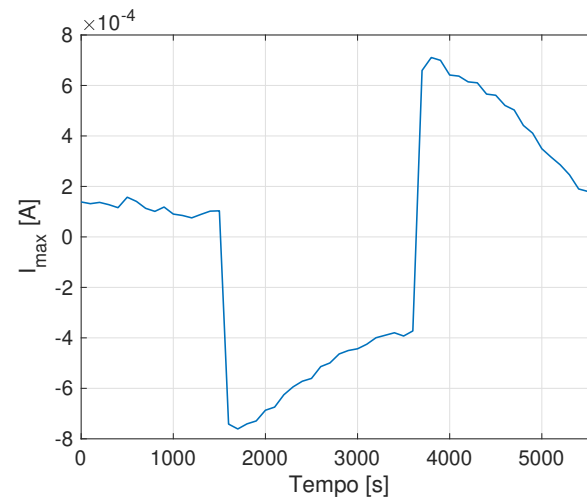
Fonte: Elaborado pelo autor.

No entanto, os resultados da simulação indicam que a potência gerada pelo TEG são pequenos e as missões do CubeSat podem não se beneficiar. Comparando a potência gerada pelo painel solar e TEG, seria necessário uma matriz de aproximadamente 99 TEGs para gerar uma ordem de potência próxima aos resultados encontrados para o painel fotovoltaico, conforme a Figura ilustra 60.

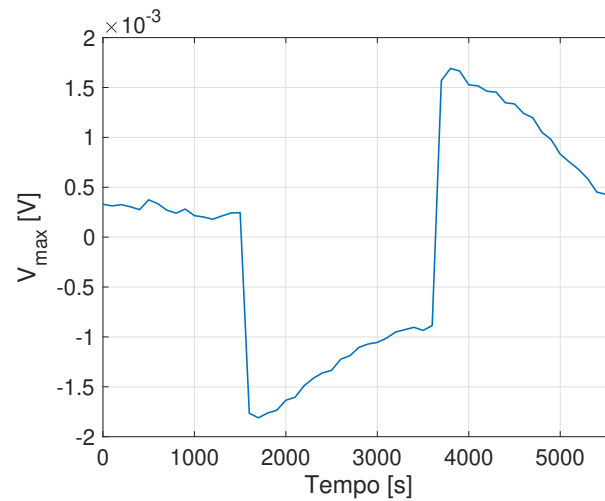
Para Garzon (2012) o resultado era esperado, tendo em vista que a eficiência desses dispositivos cai abaixo de 1% com baixos gradientes de temperatura. Logo, com as restrições de massa e custo em CubeSats, a tecnologia TEG atual para uso nesta aplicação não parece viável. Os resultados podem ser positivos, se sua fonte de calor e rejeição se amplie.

Figura 61 – Potência elétrica simulada para um gerador termoelétrico acoplado ao CubeSat sem tubo de calor.

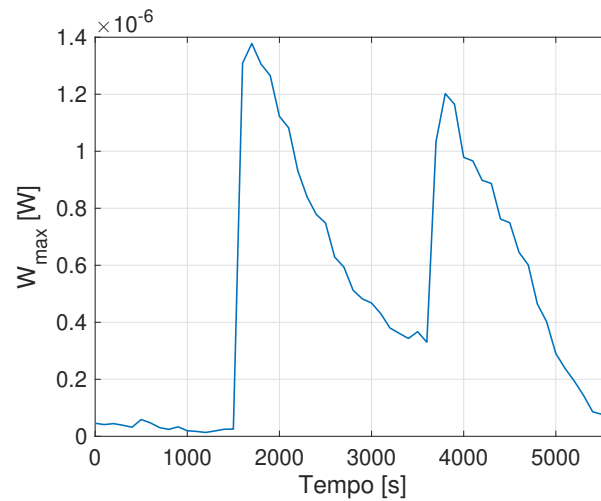
(a) Caso MES-0: Corrente máxima.



(b) Caso MES-0: Tensão máxima.



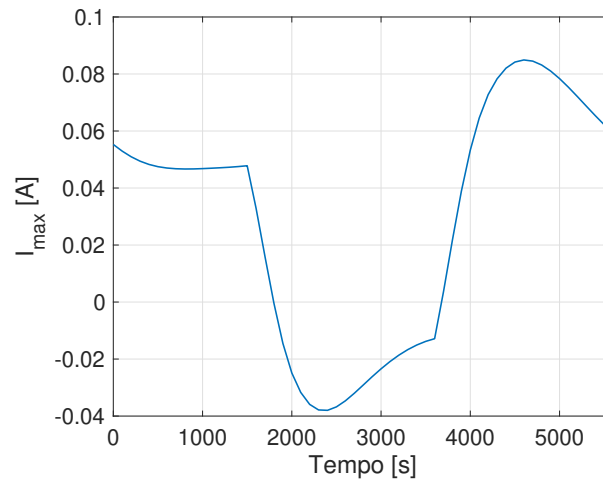
(c) Caso MES-0: Potência máxima.



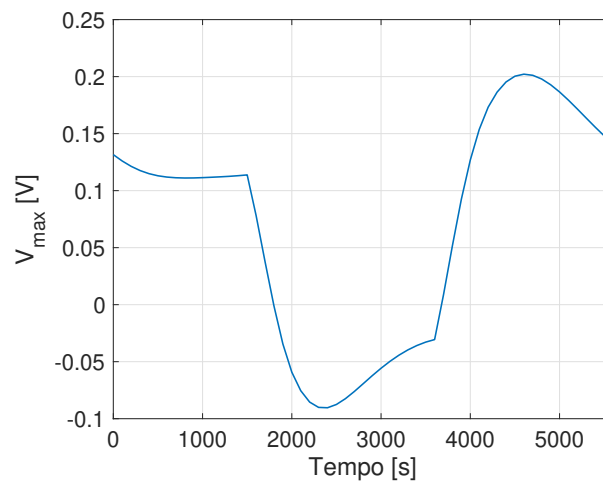
Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 62 – Potência elétrica simulada para um gerador termoeletrico acoplado em um CubeSat, conectado em um tubo de calor entre as faces Y- e Y+.

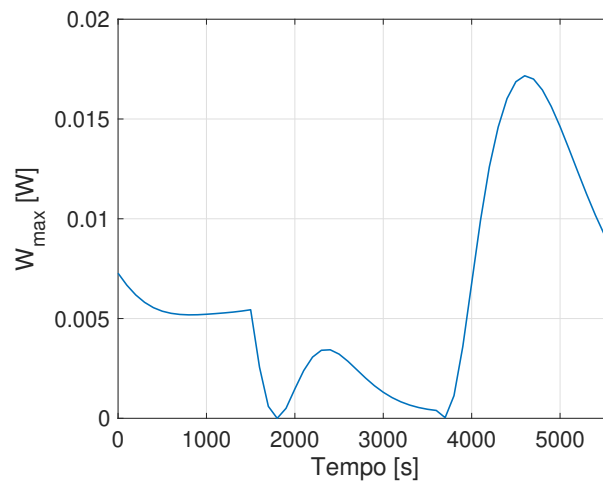
(a) Caso MES-0-HP: Corrente máxima .



(b) Caso MES-0-HP: Tensão máxima.



(c) Caso MES-0-HP: Potência máxima.



Fonte: Elaborado pelo autor.

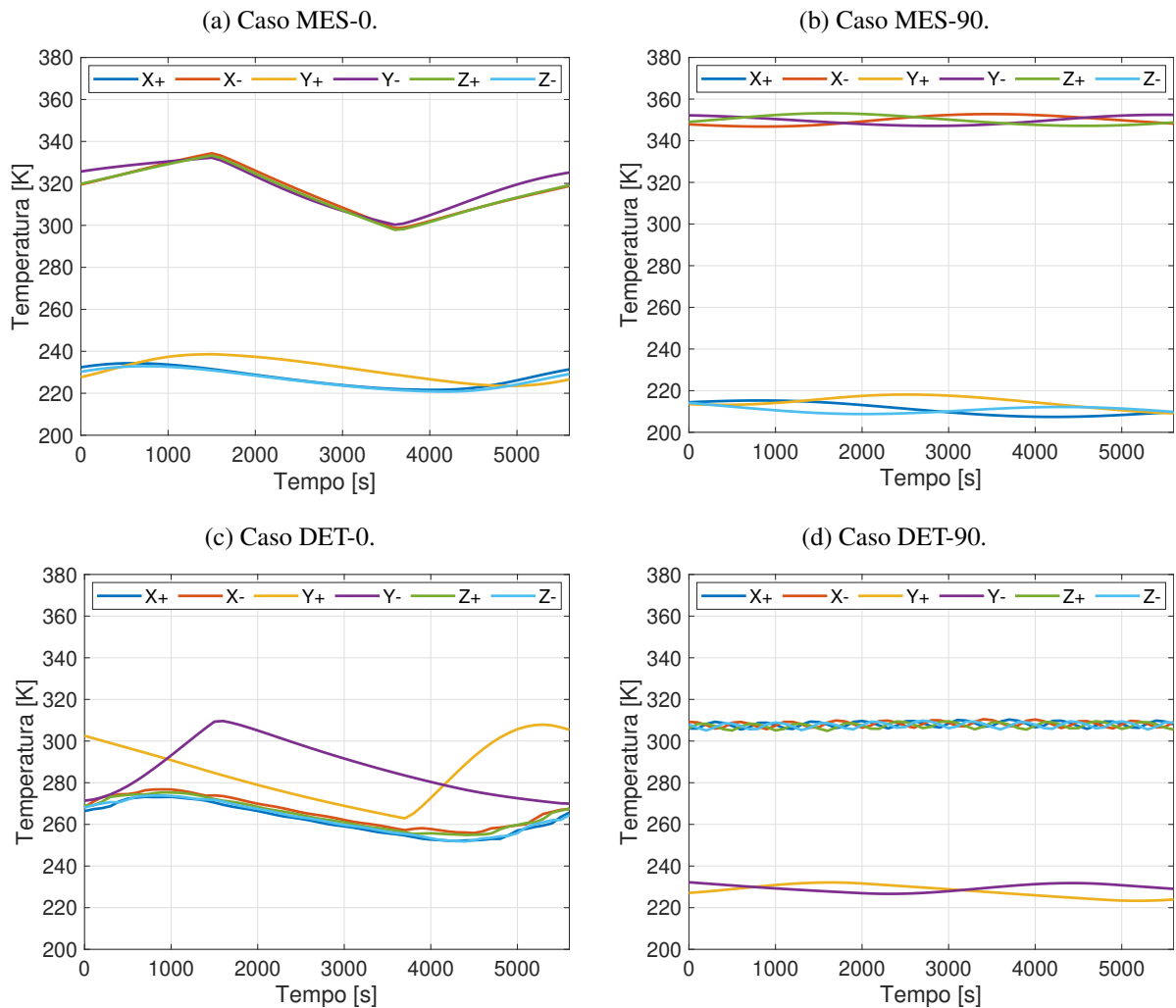
4.7 Ilustração do Impacto da Resistência Térmica

Beneficiando-se do modelo térmico e elétrico estruturado para o CubeSat, esta secção excepcional demonstra os impactos da aplicação de uma resistência térmica $RTC = 2 \text{ W}^{-1}\text{m}^2\text{K}$ sobre os perfis de temperatura e potencia previsto nas secções anteriores, tenha-se em vista, que os resultados anteriores não aplicam resistência térmica de contato. A RTC foi aplicada entre a superfície de contato da estrutura com o painel solar.

4.7.1 Influência na temperatura

A Figura 63 demonstra as variações de temperatura aplicando uma resistência térmica entre as superfícies da blindagem e estrutura para o caso MES-0, MES-90, DET-0 e DET-90.

Figura 63 – Caso 1: Temperatura transiente com $RTC = 2 \text{ W}^{-1}\text{m}^2\text{K}$ sem tubo de calor (HP).



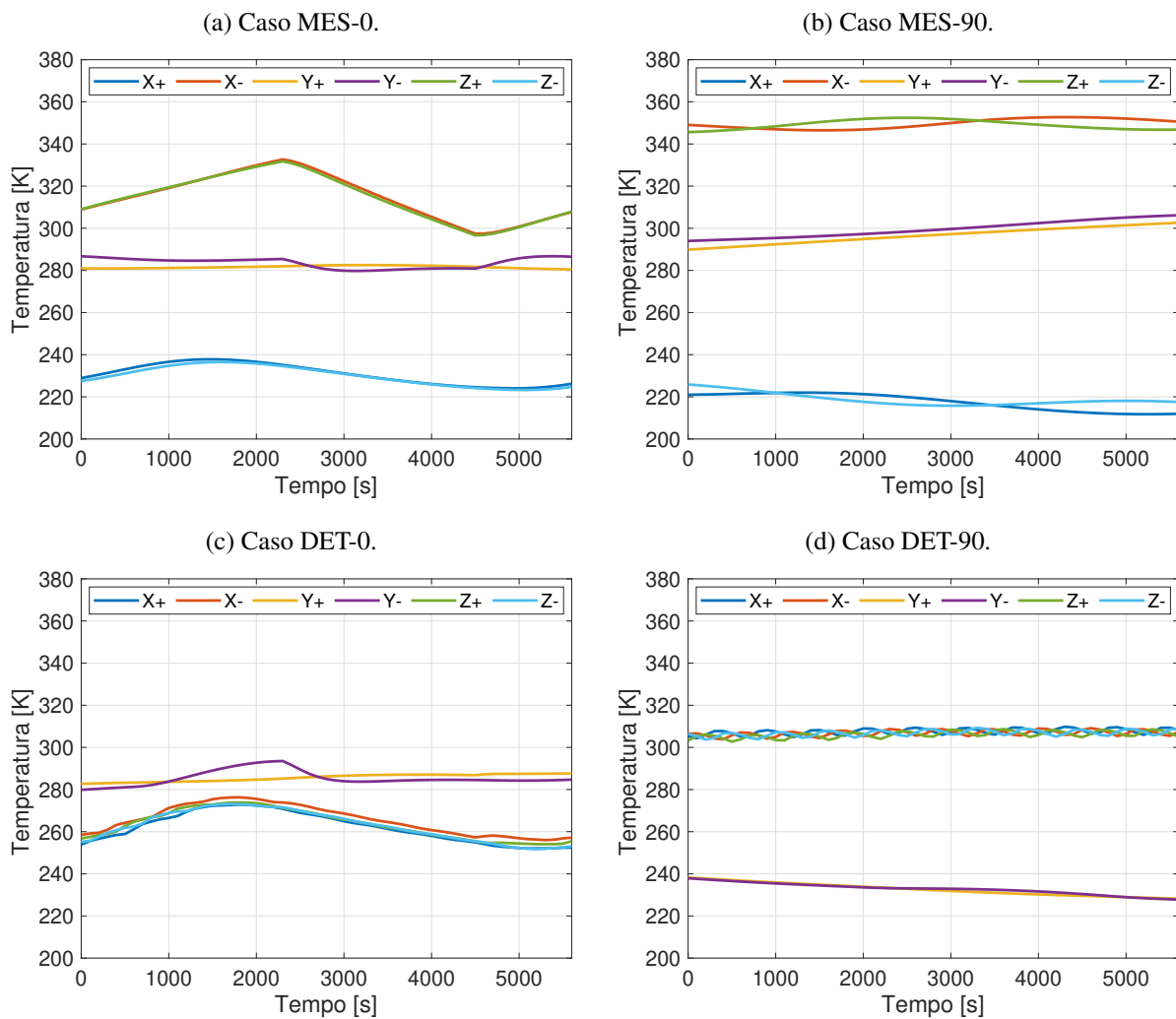
Fonte: Elaborado pelo autor.

Tipicamente, a órbita MES tem três lados mais quentes, fixamente expostos as radiações, e o restante no lado oposto, em temperaturas menores. Comportamento semelhante para o

mesmo modelo de órbita e atitude, sem resistência térmica, demonstrado na Figura 50a. Porém aplicando a RTC ao modelo, o gradiente de temperatura entre as faces do CubeSat alcança 107 [K], evidenciando o impacto da resistência térmica na temperatura, ilustrado na Figura 63a. A ausência da resistência térmica de contato permite que o fluxo de calor se propague com maior facilidade entre os componentes do CubeSat, por exemplo, o restante dos casos simulados ilustrados na Figura 50b, 50c e 50d apresentam esse comportamento. Mas comprando se com os casos da Figura 63b, 63c e 63d, nota-se a diferença entre os gradientes de temperatura.

Reconhecendo o efeito da RTC sobre a estimação fiel das condições térmicas e elétricas para pequenos satélite, nesta pesquisa, se conduziu uma investigação breve sobre o fenômeno para ilustrar o impacto das resistências, tendo em consideração, que a RTC depende de vários fatores como: rugosidade, material, área de contato e distância entre os corpos, o que torna a discussão ampla, envolvendo outros modelos, além dos objetivos desta pesquisa. Um segundo caso foi considerado, o comportamento térmico com RTC e HP é demonstrado na Figura 64.

Figura 64 – Caso 2: Temperatura transiente com $RTC = 2 \text{ W}^{-1}\text{m}^2\text{K}$ com tubo de calor (HP).



Fonte: Elaborado pelo autor.

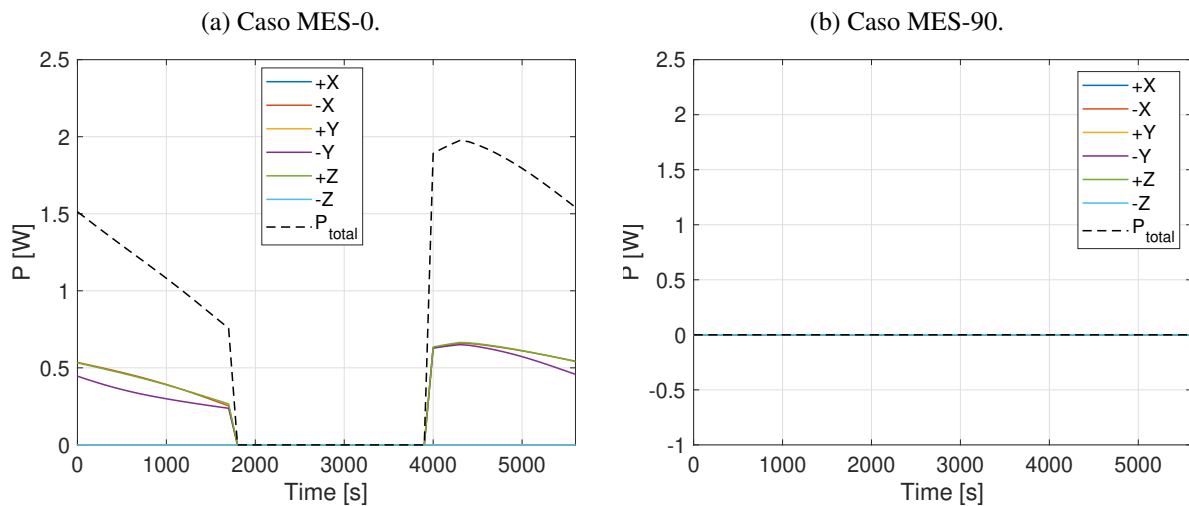
Para os campos tridimensionais que a resistência térmica foi aplicado, preferiu-se não ilustrar neste momento. Em razão das características da simulação, não afetando a fidelidade dos resultados ilustrados. Valê por em evidência, proferir que os valores aplicados as resistências térmicas de contato do CubeSat não seguem um padrão.

4.7.2 Influência na Potência

As Figuras 65 e 65 ilustram os resultados do impacto da RTC na previsão da geração de energia. As secções anteriores demonstram que o eclipse, atitude e o controle térmico impactam a geração de energia do CubeSat, assim como, a temperatura de operação das células fotovoltaicas. A aplicação da resistência térmica de contato provoca um gradiente largo entre as temperaturas da face do CubeSat, por exemplo, a Figura 65a ilustra a potência ao longo da órbita MES-0, a temperatura transiente é ilustrada na Figura 63a. Enquanto, três lados do CubeSat aproximadamente se encontram em 329 K, o outro lado, está a 220 K, limitando a potência máxima em 1.97 W, para a mesma órbita MES-0 demonstrada anteriormente, mas sem RTC o painel alcançou uma potência máxima 2.16 W, conforme a Tabela 14. Comprovando o impacto da resistência térmica de contato sobre a predição adequada dos parâmetros de temperatura e energia para o CubeSat.

Investigando os resultados de potência nas demais órbitas, o próximo caso simulado foi MES-90, cenário sem período de eclipse. Os resultados transientes estão expostos na Figura 63b, que demonstra um gradiente de temperatura constante entre 353 K e 203 K, condição crítica para a geração de energia, evidente na Figura 65b de potência do painel solar, uma característica de órbitas com ângulo $\beta = 90^\circ$ é que devido a exposição constante do painel solar é gerado uma potência mínima. Mas para MES-90 a capacidade de geração de energia é totalmente afetado pela temperatura.

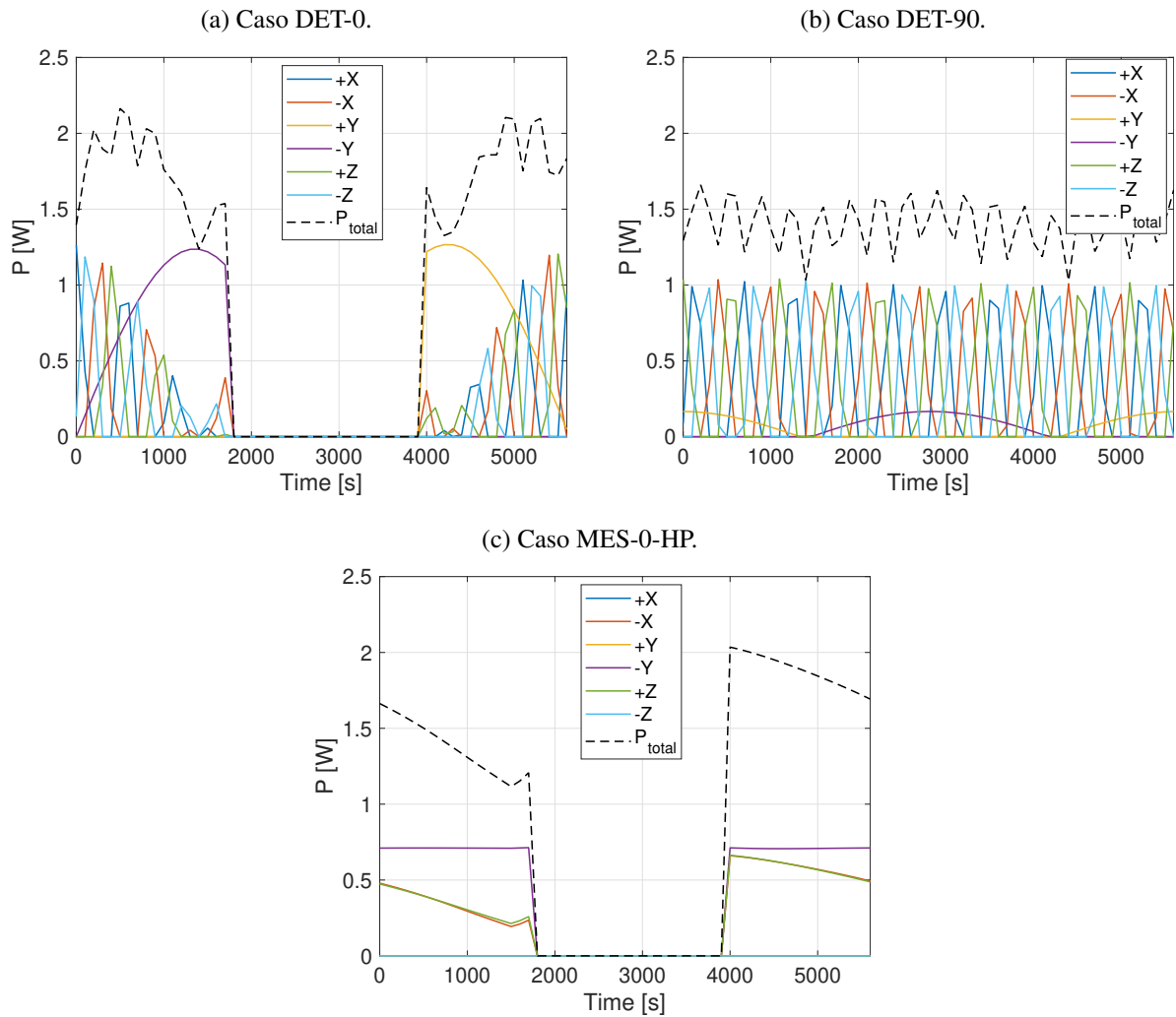
Figura 65 – Geração de energia pelo efeito fotovoltaico com $RTC = 2 \text{ W}^{-1} \text{ m}^2 \text{ K}$.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Ao comparar a órbita detumbling DET e MES percebe-se uma diferença notável entre elas, em virtude da rotação do CubeSat, que causa um efeito transitório cíclico entre as faces do CubeSat ao longo da órbita, principalmente nas faces X+, X-, Z+ e Z-, enquanto os lados Y+ e Y- estão menos oscilatórios, conforme a Figura 63c e 63d. Novamente, a presença do eclipse impacta significativamente os resultados de potência. Para DET-0 a potência máxima é de 2.16 W, conforme a Figura 66a, enquanto para DET-90 a potência não ultrapassa 1.66 W, ilustrado na Figura 66b. Assim como esperado, MES-0-HP tem uma potência máxima de 2.03 W, maior após aplicação do tubo de calor.

Figura 66 – Geração de energia pelo efeito fotovoltaico com $RTC = 2 \text{ W}^{-1} \text{ m}^2 \text{ K}$.



Fonte: Elaborado pelo auto.

Um fato notável é que a potência de todos os casos com RTC, foram abaixo dos simulados sem resistência térmica, com exceção do caso DET-0, em que a potência máxima é 2.16 W, se igualando a potência do caso oposto para órbita MES-0, conforme as Tabelas 14 e 15.

A Tabela 15 demonstra os resultados de potência mínima (P_{min}), máxima (P_{max}) e média (P_{rmavg}) para o CubeSat, com aplicação da resistência térmica de contato ($RTC = 2 \text{ W}^{-1} \text{ m}^2 \text{ K}$) e

tubo de calor (HP).

Tabela 15 – Valores de potência para cada caso, com $RTC = 2 \text{ W}^{-1}\text{m}^2\text{K}$.

Case	$RTC [\text{W}^{-1}\text{m}^2\text{K}]$	$P_{\min} [\text{W}]$	$P_{\max} [\text{W}]$	$P_{\text{avg}} [\text{W}]$
MES-0	2.00	0.00	1.97	0.90
MES-90	2.00	0.00	0.00	0.00
DET-0	2.00	0.00	2.16	1.07
DET-90	2.00	1.02	1.66	1.40
MES-0-HP	2.00	0.00	2.03	0.99

Fonte: Elaborado pelo autor.

5 Conclusões

Esta dissertação se concentrou na simulação térmica e de potência de um CubeSat 1U típico, padrão de satélite com aplicações crescentes na última década em diversos seguimentos, a expansão dos CubeSats é efeito das vantagens características desse categoria, que beneficiam seu potencial se comparado a grandes satélites. À vista disso, esta dissertação pretende servir de instrumento dessa tecnologia a caminho de missões espaciais em seguimentos mais amplos.

A dissertação apresentou um amplo estudo dedicado a identificar e investigar inovações para o trabalho, reduzindo as tendências de pesquisa. Definindo a atual perspectiva das aplicações dos geradores termoeletricos em diferentes áreas de conhecimento, especialmente no setor aeroespacial. Assim como, os avanços tecnológicos do dispositivo na última década. O mapa sistemático desenvolvido fornece uma estrutura para investigar e entender as principais demandas da temática. Dividindo-se em perguntas gerais, específicas e características. Abordando a viabilidade de integração entre sistemas fotovoltaicos e termoeletricos, explorando a problemática de fontes alternativas de energia para pequenos satélites, o impacto que o controle térmico adequado exerce sobre a geração de energia embarcada, principais métodos de simulação numérica utilizados em estruturas complexas, quais as tecnologias mais promissoras para maximizar a eficiência dos geradores termoeletricos. Assim como, as principais ferramentas em estudos atualmente para o controle de térmico em CubeSats. Aproximadamente mais de 5.000 pesquisas foram analisadas, durante as etapas de desenvolvimento do mapa sistemático, estimando dados característicos da quantidade de publicações por ano, autores, revistas e bases de dados.

Um modelo térmico foi desenvolvido como arquitetura para simulação térmica do CubeSat, suportando a integração das soluções analíticas para o gerador termoeletrico e painéis solares, em vista de que os resultados de geração dependem das condições de contorno de temperatura obtido durante a órbita. Os painéis solares são amplamente aplicados nessas missões por pequenos satélites e, devido ao efeito fotovoltaico, eles são afetados pela radiação solar e pelos níveis de temperatura ao longo da órbita. Em síntese, um modelo analítico foi construído para estimação das condições de contorno da simulação térmica, investigando a resposta do modelo térmico do CubeSat em diferentes cenários de órbitas e atitude. Para dizer o essencial, o ângulo β está diretamente relacionado com o percentual de luz solar absorvido pelas faces externas do CubeSat, coberta pelos painéis solares. Consequentemente, o ângulo determina dois cenários distintos, quando $\beta = 0^\circ$ o CubeSat passa por dois estágios durante a órbita, de máxima e mínima temperatura, etapa que compreende o cenário de máxima exposição ao sol e sombra da Terra. O segundo cenário, quando $\beta = 90^\circ$ não contém o estágio anterior de máxima exposição a sombra. Em pouco tempo, o impacto do ângulo β sobre os campos de irradiância é visível, tornando-se essencial nesta pesquisa para investigação dos campos de temperatura e geração de

energia em órbita.

A simulação térmica foi construída e aplicada para domínio do CubeSat, sendo solucionado numericamente empregando o Método dos Volumes Finitos (FVM), que considerou os fluxos térmicos externo como condição de contorno para o modelo de irradiância. O FVM a partir de uma malha hexaédrica de multiblocos discretizou o modelo de CubeSat 1U, solucionando os campos de temperatura, daí em diante, aplicando a formulação da conversação de energia e equações das radiações Solar, Albedo e IR.

Em seguida, a pesquisa simulou diferentes cenários térmico e de irradiância para o CubeSat 1U e, sua influência no desempenho de geração de energia e controle de temperatura do CubeSat. A utilização de tecnologias (ferramentas) para maximização da geração de energia e controle de temperatura foi investigado, aplicando um gerador termoelétrico e tubo de calor acoplado internamente ao CubeSat.

Os resultados investigados destacam o impacto das temperaturas sobre os principais componentes do CubeSat, expondo as características típicas do comportamento térmico de uma missão espacial. O caso de máxima exposição solar com eclipse MES-0, com o ângulo $\beta = 0^\circ$, apresenta comportamento condizente com a literatura e outros autores especialista no tema, oferecendo um grau de incerteza abaixo de 10^{-5} , erro semelhante aos outros casos simulados. Particularmente, os casos quente e frio do satélite são estimados, apresentando um gradiente de temperatura máximo para o CubeSat de, 290 a 274 [K]. Em MES-90, o gradiente de temperatura máximo não ultrapassa ± 5 [K], comportamento típico da ausência do eclipse em casos com ângulo em $\beta = 90^\circ$, em razão da exposição constante, as temperaturas ultrapassam os 300 [K], condição perigosa, que excede o limite operacional da bateria durante o período de carga, pesquisas ilustram que caso o calor não seja dissipada rapidamente, o sistema pode se descontrolar ou causar explosão da bateria. Para os casos DET-0, assim como o esperado, as rotações provocam um cenário térmico diferente, com um menor gradiente de temperatura do que o previsto para o caso MES-0, afetando novamente o limite operacional de carga da bateria devido as baixas temperaturas, condição capaz de reduzir drasticamente a potência da bateria. Em DET-90, mesmo sem o período de eclipse as temperatura são menores do que o caso MES-90, expondo o CubeSat a temperaturas operacionais próximas, se adequando a todos os limites operacionais aplicados.

Um caso especial é simulado na dissertação, intitulado, MES-0-HP, em que um tubo de calor é inserido internamente ao CubeSat. Os resultados para o tubo de calor são satisfatórias, reduzindo as temperaturas e aumentando a geração de energia do CubeSat e painel solar. O HP é uma alternativa viável para o controle térmico passivo em pequenos satélites, visto que, diminui os gradientes de temperatura máximos que afetam o desempenho fotovoltaico e, os estágios de carga e descarga das baterias. Confirmando o uso potencial para transferência de calor em pequenos satélites.

A ideia inicial da pesquisa era utilizar o TEG para converter o calor do CubeSat em

energia elétrica através do efeito Seebeck, porém era esperado que os resultados do TEG de potência não beneficia-se um aumento de potencia significativo para o CubeSat, assim como foi comprovado.

Durante estágio final da pesquisa, verificou-se que a resistência térmica de contato (RTC) influencia na previsão adequada dos campos de temperatura e geração de energia do CubeSat. Brevemente, uma investigação foi aplicado ao modelo térmico, atribuindo um valor constante de $RTC=2$. Os resultados comprovam que a RTC impacta consideravelmente o gradiente de temperatura entre os lados expostos ou contrários a radiação, por consequência, o desempenho do efeito fotovoltaico é afetado.

Portanto, os resultados são satisfatórios e suficientemente precisos, destacando o comportamento térmico do satélite e as faixas operacionais de temperatura na órbita aplicada. As simulações deste trabalho envolvendo o eclipse, a atitude e o controle térmico destacam que todas influenciam fortemente os resultados e devem ser avaliadas com cautela com o desenvolvimento do CubeSat. Nesse aspecto, uma das principais contribuições da pesquisa e investigar e demonstra o comportamento térmico do satélite em órbita e sua influência sobre os componentes do CubeSat, assim como demonstrado anteriormente, garantindo a construção do conhecimento como arquitetura em simulação térmica em pequenos satélites. Porém, não menos importante, a pesquisa aplica e analisa o comportamento do gerador termoelétrico em conjunto com um tubo de calor aplicados ao CubeSat, como tecnologia potencial para o controle térmico, maximização do desempenho fotovoltaico e fonte alternativa. Porém na perspectiva atual o TEG não apresenta benefícios significativos para o CubeSat, quanto a geração de energia e controle de temperatura.

5.1 Recomendações de Trabalhos Futuros

Outros trabalhos são sugeridos para futuros estudos:

- Além disso, futuramente é esperada uma comparação das simulações de potência e térmica com resultados experimentais; Considerando que nesta pesquisa foi desenvolvido computacionalmente;
- Deve-se definir e considerar os impactos da resistência térmica de contato nos perfis de temperatura, geração de energia e projeto térmico do CubeSat;
- A operação térmica do gerador termoelétrico acoplado ao CubeSat não é ideal, o calor gerado no painel solar distribui as temperaturas em diferentes direções da placa quente do TEG, designs diferentes para o dispositivo devem ser propostos;
- Em casos de missões típicas espaciais que o gerador termoelétrico e acoplado ao CubeSat, do mesmo modo que, os componentes CubeSat são considerados no projeto térmico o TEG deve ser inserido;

- O gerador termoelétrico quando aplicado em simulações térmicas espaciais, além fonte de alternativa de energia para os CubeSats, deve-se investigar a capacidade e desempenho como tecnologia de controle térmico em pequenos satélites;
- Uma metodologia para investigação do impacto das radiações internas sobre a estimação dos campos transientes de temperatura deve ser estruturado, em razão que para a formulação do problema para esta pesquisa não foi aplicado.

Referências

- ABADA, S.; PETIT, M.; LECOCQ, A.; MARLAIR, G.; SAUVANT-MOYNOT, V.; HUET, F. Combined experimental and modeling approaches of the thermal runaway of fresh and aged lithium-ion batteries. *Journal of Power Sources*, Elsevier, v. 399, p. 264–273, 2018.
- ABDELAL, G. F.; ATEF, A. Thermal fatigue analysis of solar panel structure for micro-satellite applications. *International Journal of Mechanics and Materials in Design*, Springer, v. 4, n. 1, p. 53–62, 2008.
- AGRAWAL, B.; TIWARI, G. Optimizing the energy and exergy of building integrated photovoltaic thermal (bipvt) systems under cold climatic conditions. *Applied Energy*, v. 87, n. 2, p. 417–426, 2010. ISSN 0306-2619. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0306261909002505>>.
- ATOUEI, S. A.; RANJBAR, A. A.; REZANIA, A. Experimental investigation of two-stage thermoelectric generator system integrated with phase change materials. *Applied Energy*, Elsevier, v. 208, p. 332–343, 2017.
- BAIRD, A. R.; ARCHIBALD, E. J.; MARR, K. C.; EZEKOYE, O. A. Explosion hazards from lithium-ion battery vent gas. *Journal of Power Sources*, Elsevier, v. 446, p. 227257, 2020.
- BANG, S.; WEE, D.; LI, A.; FORNARI, M.; KOZINSKY, B. Thermoelectric properties of pnictogen-substituted skutterudites with alkaline-earth fillers using first-principles calculations. *Journal of Applied Physics*, AIP Publishing LLC, v. 119, n. 20, p. 205102, 2016.
- BARROS, L. S. L. Projeto de sistema de deorbiting para cubesats. 2018.
- BATISTA, C. L. G. *Injeção de falhas em testes de integrações de subsistemas aplicado a nanossatélites*. 64 p. Dissertação (Mestrado) — INPE, São José dos Campos, 2019.
- BECKER, M. P. *et al.* Automatização de um sistema caracterizador de dispositivos termoeletrônicos. 2016.
- BEERI, O.; ROTEM, O.; HAZAN, E.; KATZ, E. A.; BRAUN, A.; GELBSTEIN, Y. Hybrid photovoltaic-thermoelectric system for concentrated solar energy conversion: Experimental realization and modeling. *Journal of Applied Physics*, AIP Publishing LLC, v. 118, n. 11, p. 115104, 2015.
- BIJUKUMAR, B.; RAAM, A. G. K.; GANESAN, S. I.; NAGAMANI, C.; REDDY, M. J. B. Mppt algorithm for thermoelectric generators based on parabolic extrapolation. *IET Generation, Transmission & Distribution*, Wiley Online Library, v. 13, n. 6, p. 821–828, 2019.
- BJØRK, R.; NIELSEN, K. K. The performance of a combined solar photovoltaic (pv) and thermoelectric generator (teg) system. *Solar Energy*, Elsevier, v. 120, p. 187–194, 2015.
- BODE, C.; FRIEDRICH, J.; SOMDALEN, R.; KÖHLER, J.; BÜCHTER, K.-D.; FALTER, C.; KLING, U.; ZIOLKOWSKI, P.; ZABROCKI, K.; MÜLLER, E. *et al.* Potential of future thermoelectric energy recuperation for aviation. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, v. 139, n. 10, 2017.

- BONNICI, M.; MOLLICONE, P.; FENECH, M.; AZZOPARDI, M. A. Analytical and numerical models for thermal related design of a new pico-satellite. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, v. 159, p. 113908, 2019.
- BORBA, A. C. d. *et al. Análise experimental e analítica de geradores termoelétricos aplicados em nanossatélites*. 211 p. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2019.
- BORGES, J. d. R. *O efeito Seebeck Aplicado na Termometria*. Monografia (Graduação) — Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2012.
- BØRSET, M. T.; WILHELMSEN, Ø.; KJELSTRUP, S.; BURHEIM, O. S. Exploring the potential for waste heat recovery during metal casting with thermoelectric generators: On-site experiments and mathematical modeling. *Energy*, Elsevier, v. 118, p. 865–875, 2017.
- BROUWER, H.; GROOT, Z. d.; GUO, J.; GERNER, H. Jan van. Solving the thermal challenge in power-dense cubesats with water heat pipes. 2017.
- BULUT, M.; SOZBIR, N. Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, v. 75, p. 1076–1083, 2015.
- BULUT, M.; SÖZBIR, N. Prediction of the solar array temperatures of geostationary earth orbit satellite by using analytical methods. In: IEEE. *2019 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*. [S.l.], 2019. p. 369–372.
- CAPPELLETTI, C.; ROBSON, D. Cubesat missions and applications. In: *Cubesat Handbook*. [S.l.]: Elsevier, 2021. p. 53–65.
- CARVALHAIS, D. C. *Thermal Modelling and Experiments for Small Satellites*. Tese (Doutorado) — Universidade da Beira Interior (Portugal), 2019.
- CENGEL, Y. A.; KLEIN, S.; BECKMAN, W. *Heat transfer: a practical approach*. [S.l.]: WBC McGraw-Hill Boston, 1998. v. 141.
- CHAMPIER, D. Thermoelectric generators: A review of applications. *Energy Conversion and Management*, Elsevier, v. 140, p. 167–181, 2017.
- CHARILAOU, K.; KYRATSI, T.; LOUCA, L. Design of an air-cooled thermoelectric generator system through modelling and simulations, for use in cement industries. *Materials Today: Proceedings*, Elsevier, v. 44, p. 3516–3524, 2021.
- CHEN, L.; LIU, R.; SHI, X. *Thermoelectric materials and devices*. [S.l.]: Elsevier, 2020.
- CHEN, Q.; ZOU, Z. Lumped-parameter thermal analysis and experimental validation of interior ipmsm for electric vehicle. *Journal of Electrical Engineering and Technology*, The Korean Institute of Electrical Engineers, v. 13, n. 6, p. 2276–2283, 2018.
- CHEN, X.; YE, H.; FAN, X.; REN, T.; ZHANG, G. *A review of small heat pipes for electronics*. *Applied Thermal Engineering*. 2016.
- CLARICOATS, J.; DAKKA, S. M. Design of power, propulsion, and thermal sub-systems for a 3u cubesat measuring earth's radiation imbalance. *Aerospace*, MDPI, v. 5, n. 2, p. 63, 2018.

- COBLENTZ, W. W. Harnessing heat from the sun. *Sci. Am.*; (United States), v. 127, 1 1922. Disponível em: <<https://www.osti.gov/biblio/5076951>>.
- CONCEICAO, C. A. P. L. d. *Abordagem sistemática de testes de software comunicante embarcado em nanossatélite com foco em falhas de interoperabilidade*. 328 p. Tese (Doutorado) — INPE, São José dos Campos, 2019.
- CONTENTO, G.; LORENZI, B.; RIZZO, A.; NARDUCCI, D. Efficiency enhancement of a-si and czts solar cells using different thermoelectric hybridization strategies. *Energy*, Elsevier, v. 131, p. 230–238, 2017.
- CORPINO, S.; CALDERA, M.; NICHELE, F.; MASOERO, M.; VIOLA, N. Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 115, p. 247–261, 2015.
- COSTA, R. L.; SOUZA, P. N. de. *Subsistema de suprimento de energia para o nanosatc-br: Geração e armazenamento de energia*. 2009.
- DA, Y.; XUAN, Y.; LI, Q. From light trapping to solar energy utilization: A novel photovoltaic–thermoelectric hybrid system to fully utilize solar spectrum. *Energy*, Elsevier, v. 95, p. 200–210, 2016.
- DEVERALL, J. E.; KEMME, J. E. *Satellite heat pipe*. [S.l.], 1965.
- DIAS, L. P. S.; BARBOSA, J. L. V.; VIANNA, H. D. Gamification and serious games in depression care: A systematic mapping study. *Telematics and Informatics*, Elsevier, v. 35, n. 1, p. 213–224, 2018.
- DORAGHI, Q.; KHORDEHGAH, N.; ŻABNIENSKA-GÓRA, A.; AHMAD, L.; NORMAN, L.; AHMAD, D.; JOUHARA, H. Investigation and computational modelling of variable teg leg geometries. *ChemEngineering*, MDPI, v. 5, n. 3, p. 45, 2021.
- DUBEY, S.; TAY, A. A. Testing of two different types of photovoltaic–thermal (pvt) modules with heat flow pattern under tropical climatic conditions. *Energy for Sustainable Development*, v. 17, n. 1, p. 1–12, 2013. ISSN 0973-0826. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S097308261200066X>>.
- ELGHOOOL, A.; BASRAWI, F.; IBRAHIM, T. K.; HABIB, K.; IBRAHIM, H.; IDRIS, D. M. N. D. A review on heat sink for thermo-electric power generation: Classifications and parameters affecting performance. *Energy conversion and management*, Elsevier, v. 134, p. 260–277, 2017.
- ESA-ESTEC, E. S. *European Cooperation For Space Standardization-Space Engineering-Space Environment*. [S.l.], 2000.
- ESCOBAR, E.; DIAZ, M.; ZAGAL, J. C. Evolutionary design of a satellite thermal control system: Real experiments for a cubesat mission. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, v. 105, p. 490–500, 2016.
- EZZITOUNI, S.; FERNÁNDEZ-YÁÑEZ, P.; RODRÍGUEZ, L. S.; ARMAS, O.; MORENAS, J. de las; MASSAGUER, E.; MASSAGUER, A. Electrical modelling and mismatch effects of thermoelectric modules on performance of a thermoelectric generator for energy recovery in diesel exhaust systems. *Energies*, MDPI, v. 14, n. 11, p. 3189, 2021.

- FILHO, E. M. *et al.* *A coupled irradiance: thermal 3D numerical framework for simulation of CubeSats*. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Santa Catarina, 2021.
- FILHO, E. M.; SEMAN, L. O.; RIGO, C. A.; NICOLAU, V. d. P.; OVEJERO, R. G.; LEITHARDT, V. R. Q. Irradiation flux modelling for thermal–electrical simulation of cubesats: Orbit, attitude and radiation integration. *Energies*, MDPI, v. 13, n. 24, p. 6691, 2020.
- FILHO, E. M.; SEMAN, L. O.; RIGO, C. A.; NICOLAU, V. d. P.; OVEJERO, R. G.; LEITHARDT, V. R. Q. Irradiation flux modelling for thermal–electrical simulation of cubesats: Orbit, attitude and radiation integration. *Energies*, MDPI, v. 13, n. 24, p. 6691, 2020.
- FLECHT, T. *Thermal modelling of the PICSAT nanosatellite platform and synergetic prestudies of the CIRCUS nanosatellite*. 2016.
- FLEURIAL, J.-P. Thermoelectric power generation materials: Technology and application opportunities. *Jom*, Springer, v. 61, n. 4, p. 79–85, 2009.
- FORTESCUE, P.; STARK, J. *Spacecraft system engineering: A John Wiley & Sons Ltd., Publication*, 2011.
- FRAISSE, G.; LAZARD, M.; GOUPIL, C.; SERRAT, J.-Y. Study of a thermoelement's behaviour through a modelling based on electrical analogy. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Elsevier, v. 53, n. 17-18, p. 3503–3512, 2010.
- GARZÓN, A.; TAMI, J. A.; CAMPOS-JULCA, C. D.; ACERO-NIÑO, I. F. Effect of beta angle and contact conductances on the temperature distribution of a 3u cubesat. *Thermal Science and Engineering Progress*, Elsevier, v. 29, p. 101183, 2022.
- GARZÓN, A.; VILLANUEVA, Y. A. Thermal analysis of satellite libertad 2: a guide to cubesat temperature prediction. *Journal of Aerospace Technology and Management*, SciELO Brasil, v. 10, 2018.
- GARZON, M. M. Development and analysis of the thermal design for the osiris-3u cubesat. 2012.
- GERNER, H. V.; BROUWER, H.; GROOT, Z. D.; GUO, J. Water-filled heat pipes for cubesat thermal control. In: IOP PUBLISHING. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. [S.l.], 2021. v. 1139, n. 1, p. 012003.
- GILMORE, D. G.; DONABEDIAN, M. *Spacecraft thermal control handbook*. [S.l.]: Aerospace Press El Segundo, CA, 2002. v. 1.
- GROVER, G.; COTTER, T.; ERICKSON, G. Structures of very high thermal conductance. *Journal of applied physics*, American Institute of Physics, v. 35, n. 6, p. 1990–1991, 1964.
- GRUBIŠIĆ-ČABO, F.; NIŽETIĆ, S.; MARCO, T. G. Photovoltaic panels: A review of the cooling techniques. *Transactions of FAMENA*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, v. 40, n. SI-1, p. 63–74, 2016.
- GU, W.; MA, T.; SONG, A.; LI, M.; SHEN, L. Mathematical modelling and performance evaluation of a hybrid photovoltaic-thermoelectric system. *Energy Conversion and Management*, Elsevier, v. 198, p. 111800, 2019.

- GUERRA, A. G.; NODAR-LÓPEZ, D.; TUBO-PARDAVILA, R. Thermal analysis of the electronics of a cubesat mission. *arXiv preprint arXiv:1803.10468*, 2018.
- GULDE, M.; MANCÍAS, J.; SCHIMMEROHN, M.; SCHÄFER, F. Reliable, fast, and flexible: A thermal modeling approach for small satellites. 2018.
- HAJJI, M.; LABRIM, H.; BENAÏSSA, M.; LAAZIZI, A.; EZ-ZAHRAOUI, H.; NTSOENZOK, E.; MEOT, J.; BENYOUSSEF, A. Photovoltaic and thermoelectric indirect coupling for maximum solar energy exploitation. *Energy conversion and management*, Elsevier, v. 136, p. 184–191, 2017.
- HASSELSTRÖM, A. K.; NILSSON, U. E. Thermal contact conductance in bolted joints. Chalmers University of Technology, 2012.
- HENGVELD, D.; MOULTON, J.; WILSON, M.; TAFT, B.; KWAS, A. Thermal design considerations for future high-power small satellites. In: 48TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON ENVIRONMENTAL SYSTEMS. [S.l.], 2018.
- HUANG, J. Aerospace and aircraft thermoelectric applications. In: *Proceedings of the DoE Thermoelectric Applications Workshop, San Diego, CA, USA*. [S.l.: s.n.], 2009. v. 29.
- HUESGEN, T.; WOIAS, P.; KOCKMANN, N. Design and fabrication of mems thermoelectric generators with high temperature efficiency. *Sensors and Actuators A: Physical*, Elsevier, v. 145, p. 423–429, 2008.
- IEZZI, B.; ANKIREDDY, K.; TWIDDY, J.; LOSEGO, M. D.; JUR, J. S. Printed, metallic thermoelectric generators integrated with pipe insulation for powering wireless sensors. *Applied energy*, Elsevier, v. 208, p. 758–765, 2017.
- INCROPERA, F. P.; DEWITT, D. P.; BERGMAN, T. L.; LAVINE, A. S. *et al. Fundamentals of heat and mass transfer*. [S.l.]: Wiley New York, 1996. v. 6.
- IOFFE, A. *Thermoelectric battery*, SU Author's Certificate No. 126158. [S.l.], 1960.
- ISAACS, S. A.; ARIAS, D. A.; HENGVELD, D.; HAMLINGTON, P. E. Experimental development and computational optimization of flat heat pipes for cubesat applications. *Journal of Electronic Packaging*, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, v. 139, n. 2, 2017.
- JAWORSKI, M.; BEDNARCZYK, M.; CZACHOR, M. Experimental investigation of thermoelectric generator (teg) with pcm module. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, v. 96, p. 527–533, 2016.
- JAZIRI, N.; BOUGHAMOURA, A.; MÜLLER, J.; MEZGHANI, B.; TOUNSI, F.; ISMAIL, M. A comprehensive review of thermoelectric generators: Technologies and common applications. *Energy Reports*, Elsevier, v. 6, p. 264–287, 2020.
- JIA, N.; CAO, J.; TAN, X. Y.; DONG, J.; LIU, H.; TAN, C. K. I.; XU, J.; YAN, Q.; LOH, X. J.; SUWARDI, A. Thermoelectric materials and transport physics. *Materials Today Physics*, Elsevier, v. 21, p. 100519, 2021.
- JOUHARA, H.; ŻABNIEŃSKA-GÓRA, A.; KHORDEHGAH, N.; DORAGHI, Q.; AHMAD, L.; NORMAN, L.; AXCELL, B.; WROBEL, L.; DAI, S. Thermoelectric generator (teg) technologies and applications. *International Journal of Thermofluids*, Elsevier, v. 9, p. 100063, 2021.

- KANDLIKAR, S. G. Two-phase flow patterns, pressure drop, and heat transfer during boiling in minichannel flow passages of compact evaporators. *Heat Transfer Engineering*, Taylor & Francis, v. 23, n. 1, p. 5–23, 2002.
- KARAM, R. D. *Satellite thermal control for systems engineers*. [S.l.]: Aiaa, 1998. v. 181.
- KATZOFF, S. Heat pipes and vapor chambers for thermal control of spacecraft. In: *2nd Thermophysics Specialist Conference*. [S.l.: s.n.], 1967. p. 310.
- KIL, T.-H.; KIM, S.; JEONG, D.-H.; GEUM, D.-M.; LEE, S.; JUNG, S.-J.; KIM, S.; PARK, C.; KIM, J.-S.; BAIK, J. M. *et al.* A highly-efficient, concentrating-photovoltaic/thermoelectric hybrid generator. *Nano energy*, Elsevier, v. 37, p. 242–247, 2017.
- KNAP, V.; VESTERGAARD, L. K.; STROE, D.-I. A review of battery technology in cubesats and small satellite solutions. *Energies*, MDPI, v. 13, n. 16, p. 4097, 2020.
- KOROTKOV, A.; LOBODA, V.; FELDHOFF, A.; GROENEVELD, D. Simulation of thermoelectric generators and its results experimental verification. In: IEEE. *2017 International Symposium on Signals, Circuits and Systems (ISSCS)*. [S.l.], 2017. p. 1–4.
- KOSSON, R.; BROWN, R.; UNGAR, E. Space station heat pipe advanced radiator element (share) flight test results and analysis. In: *28th Aerospace Sciences Meeting*. [S.l.: s.n.], 1990. p. 59.
- KOVÁCS, R.; JÓZSA, V. Thermal analysis of the smog-1 pocketcube satellite. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, v. 139, p. 506–513, 2018.
- KRAEMER, D.; HU, L.; MUTO, A.; CHEN, X.; CHEN, G.; CHIESA, M. Photovoltaic-thermoelectric hybrid systems: A general optimization methodology. *Applied Physics Letters*, American Institute of Physics, v. 92, n. 24, p. 243503, 2008.
- KRAEMER, D.; MCENANEY, K.; CHIESA, M.; CHEN, G. Modeling and optimization of solar thermoelectric generators for terrestrial applications. *Solar Energy*, Elsevier, v. 86, n. 5, p. 1338–1350, 2012.
- KRISTON, A.; KERSYS, A.; ANTONELLI, A.; RIPPLINGER, S.; HOLMSTROM, S.; TRISCHLER, S.; DÖRING, H.; PFRANG, A. Initiation of thermal runaway in lithium-ion cells by inductive heating. *Journal of Power Sources*, Elsevier, v. 454, p. 227914, 2020.
- KULU, E. *Nanosatellite and CubeSat Database*. 2022. Acessado: 19-07-2022. Disponível em: <<https://www.nanosats.eu>>.
- LAMBA, R.; KAUSHIK, S. Modeling and performance analysis of a concentrated photovoltaic–thermoelectric hybrid power generation system. *Energy Conversion and Management*, Elsevier, v. 115, p. 288–298, 2016.
- LANGER, M.; BOUWMEESTER, J. Reliability of cubesats-statistical data, developers’ beliefs and the way forward, aiaa. In: *USU Conference on Small Satellites*. [S.l.: s.n.], 2016.
- LAPPAS, V.; TSOURDOS, A.; KINDYLIDES, S.; KOSTOPOULOS, V. A low cost thermoelectric generator for small satellites. In: *AIAA Scitech 2019 Forum*. [S.l.: s.n.], 2019. p. 1521.

LEE, H. *Thermoelectrics: Design and Materials*. Wiley, 2016. ISBN 9781118848951. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=RWT_DAAAQBAJ>.

LEE, H. *Thermoelectrics: design and materials*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2016.

LEE, H.; SHARP, J.; STOKES, D.; PEARSON, M.; PRIYA, S. Modeling and analysis of the effect of thermal losses on thermoelectric generator performance using effective properties. *Applied Energy*, Elsevier, v. 211, p. 987–996, 2018.

LELEKOV, A. Estimation of the cubesat's available energy for free-orientation scenario. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, IEEE, v. 36, n. 12, p. 6–14, 2021.

LI, W.; PAUL, M. C.; MONTECUCCO, A.; KNOX, A. R.; SIVITER, J.; SELLAMI, N.; MENG, X.-I.; FERNANDEZ, E. F.; MALLICK, T. K.; MULLEN, P. *et al.* Multiphysics simulations of a thermoelectric generator. *Energy Procedia*, Elsevier, v. 75, p. 633–638, 2015.

LIAO, M.; HE, Z.; JIANG, C.; LI, Y.; QI, F. *et al.* A three-dimensional model for thermoelectric generator and the influence of peltier effect on the performance and heat transfer. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, v. 133, p. 493–500, 2018.

LIPS, S.; SARTRE, V.; LEFEVRE, F.; KHANDEKAR, S.; BONJOUR, J. Overview of heat pipe studies during the period 2010- 2015. *Interfacial Phenomena and Heat Transfer*, Begel House Inc., v. 4, n. 1, 2016.

LIU, S.; HU, B.; LIU, D.; LI, F.; LI, J.-F.; LI, B.; LI, L.; LIN, Y.-H.; NAN, C.-W. Micro-thermoelectric generators based on through glass pillars with high output voltage enabled by large temperature difference. *Applied Energy*, Elsevier, v. 225, p. 600–610, 2018.

LIU, Z.; CHENG, K.; WANG, Z.; WANG, Y.; HA, C.; QIN, J. Performance analysis of the heat pipe-based thermoelectric generator (hp-teg) energy system using in-situ resource for heat storage applied to the early-period lunar base. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, p. 119303, 2022.

LORENZI, B.; CHEN, G. Theoretical efficiency of hybrid solar thermoelectric-photovoltaic generators. *Journal of Applied Physics*, AIP Publishing LLC, v. 124, n. 2, p. 024501, 2018.

LORENZI, B.; MARIANI, P.; REALE, A.; CARLO, A. D.; CHEN, G.; NARDUCCI, D. Practical development of efficient thermoelectric–photovoltaic hybrid systems based on wide-gap solar cells. *Applied Energy*, Elsevier, v. 300, p. 117343, 2021.

LUKOWICZ, M. V.; ABBE, E.; SCHMIEL, T.; TAJMAR, M. Thermoelectric generators on satellites—an approach for waste heat recovery in space. *Energies*, MDPI, v. 9, n. 7, p. 541, 2016.

LUKOWICZ, M. V.; SCHMIEL, T.; ROSENFELD, M.; HEISIG, J.; TAJMAR, M. Characterisation of tegs under extreme environments and integration efforts onto satellites. *Journal of Electronic Materials*, Springer, v. 44, n. 1, p. 362–370, 2015.

LUO, D.; WANG, R.; YU, W. Comparison and parametric study of two theoretical modeling approaches based on an air-to-water thermoelectric generator system. *Journal of Power Sources*, Elsevier, v. 439, p. 227069, 2019.

- LUO, D.; WANG, R.; YU, W.; SUN, Z.; MENG, X. Modelling and simulation study of a converging thermoelectric generator for engine waste heat recovery. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, v. 153, p. 837–847, 2019.
- LUO, D.; WANG, R.; YU, W.; ZHOU, W. Performance evaluation of a novel thermoelectric module with bisbteese-based material. *Applied Energy*, Elsevier, v. 238, p. 1299–1311, 2019.
- LUO, D.; WANG, R.; YU, W.; ZHOU, W. A novel optimization method for thermoelectric module used in waste heat recovery. *Energy Conversion and Management*, Elsevier, v. 209, p. 112645, 2020.
- LUO, D.; YAN, Y.; WANG, R.; ZHOU, W. Numerical investigation on the dynamic response characteristics of a thermoelectric generator module under transient temperature excitations. *Renewable Energy*, Elsevier, v. 170, p. 811–823, 2021.
- LYRAS, M.; ZYMARIDE, L.; KYRATSI, T.; LOUCA, L. S.; BECKER, T. Simulation based design of a thermoelectric energy harvesting device for aircraft applications. In: AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS. *Dynamic Systems and Control Conference*. [S.l.], 2017. v. 58295, p. V003T41A003.
- MA, T.; YANG, H.; ZHANG, Y.; LU, L.; WANG, X. Using phase change materials in photovoltaic systems for thermal regulation and electrical efficiency improvement: A review and outlook. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, v. 43, p. 1273–1284, 2015. ISSN 1364-0321. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1364032114010557>>.
- MAMUR, H.; ÜSTÜNER, M. A.; BHUIYAN, M. R. A. Future perspective and current situation of maximum power point tracking methods in thermoelectric generators. *Sustainable Energy Technologies and Assessments*, Elsevier, v. 50, p. 101824, 2022.
- MANTELLI, M.; YOVANOVICH, M. 16 thermal contact resistance. *Spacecraft Thermal Control Handbook*, v. 1, 2002.
- MARDIANA-IDAYU, A.; RIFFAT, S. Review on heat recovery technologies for building applications. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Elsevier, v. 16, n. 2, p. 1241–1255, 2012.
- MARTINEZ, S. V.; FILHO, E. M.; SEMAN, L. O.; BEZERRA, E. A.; NICOLAU, V. d. P.; OVEJERO, R. G.; LEITHARDT, V. R. Q. An integrated thermal-electrical model for simulations of battery behavior in cubesats. *Applied Sciences*, MDPI, v. 11, n. 4, p. 1554, 2021.
- MASHAEI, P.; SHAHRYARI, M. Effect of nanofluid on thermal performance of heat pipe with two evaporators; application to satellite equipment cooling. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 111, p. 345–355, 2015.
- MASHAEI, P.; SHAHRYARI, M.; MADANI, S. Analytical study of multiple evaporator heat pipe with nanofluid; a smart material for satellite equipment cooling application. *Aerospace Science and Technology*, Elsevier, v. 59, p. 112–121, 2016.
- MAZZETTI, A.; PRET, M. G.; PINARELLO, G.; CELOTTI, L.; PISKACEV, M.; COWLEY, A. Heat to electricity conversion systems for moon exploration scenarios: A review of space and ground technologies. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 156, p. 162–186, 2019.

MEHENDALE, S.; JACOBI, A.; SHAH, R. Fluid flow and heat transfer at micro-and meso-scales with application to heat exchanger design. 2000.

MEHRPARVAR, A.; PIGNATELLI, D.; CARNAHAN, J.; MUNAKAT, R.; LAN, W.; TOORIAN, A.; HUTPUTANASIN, A.; LEE, S. Cubesat design specification rev. 13. *The CubeSat Program, Cal Poly San Luis Obispo, US*, v. 1, n. 2, 2014.

MENG, Q.; WANG, J.; HUANG, Z.; LI, X. Experimental study on the influence of peltier effect and heat transfer boundary condition on the performance of thermoelectric generator. *Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects*, Taylor & Francis, p. 1–17, 2022.

MESEGUER, J.; PÉREZ-GRANDE, I.; SANZ-ANDRÉS, A. *Spacecraft thermal control*. [S.l.]: Elsevier, 2012.

MICHELS, F. D. P. *et al.* Avaliação do uso de tubos de calor para o controle térmico em nanossatélites. 2017.

MING, T.; WU, Y.; PENG, C.; TAO, Y. Thermal analysis on a segmented thermoelectric generator. *Energy*, Elsevier, v. 80, p. 388–399, 2015.

MONTECUCCO, A.; SIVITER, J.; KNOX, A. R. The effect of temperature mismatch on thermoelectric generators electrically connected in series and parallel. *Applied Energy*, Elsevier, v. 123, p. 47–54, 2014.

MOUKALLED, F.; MANGANI, L.; DARWISH, M. The finite volume method. In: *The finite volume method in computational fluid dynamics*. [S.l.]: Springer, 2016. p. 103–135.

NARDUCCI, D.; BERMEL, P.; LORENZI, B.; WANG, N.; YAZAWA, K. *Hybrid and fully thermoelectric solar harvesting*. [S.l.]: Springer, 2018. v. 268.

NGONDI, A. F. N.; LEE, H.; WEE, D. Technical and economic analysis of thermoelectric modules with macroporous thermoelectric elements. *Energy Conversion and Management*, Elsevier, v. 135, p. 327–335, 2017.

NGUYEN, X. H.; NGUYEN, M. P. Mathematical modeling of photovoltaic cell/module/arrays with tags in matlab/simulink. *Environmental Systems Research*, SpringerOpen, v. 4, n. 1, p. 1–13, 2015.

NIKHIL, R.; VEERESHA, D.; CHAITANYA, B.; CHAKRABORTY, D.; HUILGOL, S.; BINDAGI, S. V. Effect of change in orbital parameters on the thermal management scheme of a nano satellite. In: BEGEL HOUSE INC. *Proceedings of the 26th National and 4th International ISHMT-ASTFE Heat and Mass Transfer Conference December 17-20, 2021, IIT Madras, Chennai-600036, Tamil Nadu, India*. [S.l.], 2021.

(NREL), N. R. E. L. *Best Research-Cell Efficiency Chart*. 2022.

OH, H.-u.; PARK, T. Experimental feasibility study of concentrating photovoltaic power system for cubesat applications. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, IEEE, v. 51, n. 3, p. 1942–1949, 2015.

OH, H.-U.; SHIN, S.; BAEK, C.-W. Thermal control of spaceborne image sensor using heat pipe cooling system. *Aerospace Science and Technology*, Elsevier, v. 29, n. 1, p. 394–402, 2013.

- ONO, S.; NAGANO, H.; NISHIKAWA, Y.; MISHIRO, M.; TACHIKAWA, S.; OGAWA, H. Thermophysical properties of high-thermal-conductivity graphite sheet and application to deployable/stowable radiator. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 29, n. 2, p. 403–411, 2015.
- ORABI, R. A. R. A.; MECHOLSKY, N. A.; HWANG, J.; KIM, W.; RHYEE, J.-S.; WEE, D.; FORNARI, M. Band degeneracy, low thermal conductivity, and high thermoelectric figure of merit in snte–cate alloys. *Chemistry of Materials*, ACS Publications, v. 28, n. 1, p. 376–384, 2016.
- ORABI, R. A. R. A.; ORISAKWE, E.; WEE, D.; FONTAINE, B.; GAUTIER, R.; HALET, J.-F.; FORNARI, M. Prediction of high thermoelectric potential in amn 2 layered nitrides: electronic structure, phonons, and anharmonic effects. *Journal of Materials Chemistry A*, Royal Society of Chemistry, v. 3, n. 18, p. 9945–9954, 2015.
- OSTRUFKA, A.; BORBA, A.; SPENGLER, A.; POSSAMAI, T.; PAIVA, K. *et al.* Experimental evaluation of thermoelectric generators for nanosatellites application. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 162, p. 32–40, 2019.
- PAIVA, K.; MANTELLI, M. Theoretical thermal study of wire-plate mini heat pipes. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Elsevier, v. 83, p. 146–163, 2015.
- PAIVA, K. V. d. *et al.* *Desenvolvimento de novas tecnologias para minitubos de calor: análise teórica e experimental*. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Santa Catarina, 2011.
- PAN, X.; CUI, X.; LIU, S.; JIANG, Z.; WU, Y.; CHEN, Z. Research progress of thermal contact resistance. *Journal of Low Temperature Physics*, Springer, v. 201, n. 3, p. 213–253, 2020.
- PATEL, M. R. *Spacecraft power systems*. [S.l.]: CRC press, 2004.
- PETERSON, G. P. An introduction to heat pipes. modeling, testing, and applications. *Wiley Series in Thermal Management of Microelectronic and Electronic Systems*, 1994.
- PIEDRA, S.; TORRES, M.; LEDESMA, S. Thermal numerical analysis of the primary composite structure of a cubesat. *Aerospace*, MDPI, v. 6, n. 9, p. 97, 2019.
- POGHOSYAN, A.; GOLKAR, A. Cubesat evolution: Analyzing cubesat capabilities for conducting science missions. *Progress in Aerospace Sciences*, Elsevier, v. 88, p. 59–83, 2017.
- POURKIAEI, S. M.; AHMADI, M. H.; SADEGHZADEH, M.; MOOSAVI, S.; POURFAYAZ, F.; CHEN, L.; YAZDI, M. A. P.; KUMAR, R. Thermoelectric cooler and thermoelectric generator devices: A review of present and potential applications, modeling and materials. *Energy*, Elsevier, v. 186, p. 115849, 2019.
- PUIG-SUARI, J.; TURNER, C.; TWIGGS, R. Cubesat: the development and launch support infrastructure for eighteen different satellite customers on one launch. 2001.
- RAD, M. K.; REZANIA, A.; OMID, M.; RAJABIPOUR, A.; ROSENDAHL, L. Study on material properties effect for maximization of thermoelectric power generation. *Renewable energy*, Elsevier, v. 138, p. 236–242, 2019.
- RAIF, M.; WALTER, U.; BOUWMEESTER, J. Dynamic system simulation of small satellite projects. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 67, n. 9-10, p. 1138–1156, 2010.

REAY, D.; MCGLLEN, R.; KEW, P. *Heat pipes: theory, design and applications*. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2013.

REYES, L. A.; CABRIALES-GÓMEZ, R.; CHAVEZ, C. E.; BERMÚDEZ-REYES, B.; LOPEZ-BOTELLO, O.; ZAMBRANO-ROBLEDO, P. Thermal modeling of ciiiasat nanosatellite: A tool for thermal barrier coating selection. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, v. 166, p. 114651, 2020.

RIFFAT, S.; GAN, G. Determination of effectiveness of heat-pipe heat recovery for naturally-ventilated buildings. *Applied thermal engineering*, Elsevier, v. 18, n. 3-4, p. 121–130, 1998.

RIGO, C. A.; SEMAN, L. O.; CAMPONOGARA, E.; FILHO, E. M.; BEZERRA, E. A. Task scheduling for optimal power management and quality-of-service assurance in cubesats. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 179, p. 550–560, 2021.

RISSEH, A.; NEE, H.-P. Design of a thermoelectric generator for waste heat recovery application on a drivable heavy duty vehicle. *SAE International Journal of Commercial Vehicles*, SAE International, 2017.

SAHIN, A. Z.; ISMAILA, K. G.; YILBAS, B. S.; AL-SHARAFI, A. A review on the performance of photovoltaic/thermoelectric hybrid generators. *International Journal of Energy Research*, Wiley Online Library, v. 44, n. 5, p. 3365–3394, 2020.

SALARI, A.; PARCHEFOROSH, A.; HAKKAKI-FARD, A.; AMADEH, A. A numerical study on a photovoltaic thermal system integrated with a thermoelectric generator module. *Renewable Energy*, Elsevier, v. 153, p. 1261–1271, 2020.

SANTONI, F.; PIERGENTILI, F.; DONATI, S.; PERELLI, M.; NEGRI, A.; MARINO, M. An innovative deployable solar panel system for cubesats. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 95, p. 210–217, 2014.

SEBASTIAN, J. T.; BABY, V. Y. Numerical investigation of thermal energy storage panel using nanoparticle enhanced phase-change material for micro satellites. 2018.

SELVAM, C.; MANIKANDAN, S.; KRISHNA, N. V.; LAMBA, R.; KAUSHIK, S.; MAHIAN, O. Enhanced thermal performance of a thermoelectric generator with phase change materials. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, Elsevier, v. 114, p. 104561, 2020.

SHI, G.; KIOUPAKIS, E. Quasiparticle band structures and thermoelectric transport properties of p-type snse. *Journal of Applied Physics*, AIP Publishing LLC, v. 117, n. 6, p. 065103, 2015.

SHITTU, S.; LI, G.; AKHLAGHI, Y. G.; MA, X.; ZHAO, X.; AYODELE, E. Advancements in thermoelectric generators for enhanced hybrid photovoltaic system performance. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Elsevier, v. 109, p. 24–54, 2019.

SHUKLA, K. *et al.* Heat pipe for aerospace applications—an overview. *Journal of Electronics Cooling and Thermal Control*, Scientific Research Publishing, v. 5, n. 01, p. 1, 2015.

SHURCLIFF, W. A. Air-to-air heat-exchangers for houses. *Annual Review of Energy;(USA)*, v. 13, 1988.

- SLONGO, L. K.; MARTÍNEZ, S. V.; EITERER, B. V.; PEREIRA, T. G.; BEZERRA, E. A.; PAIVA, K. V. Energy-driven scheduling algorithm for nanosatellite energy harvesting maximization. *Acta Astronautica*, v. 147, p. 141–151, 2018. ISSN 00945765.
- SLONGO, L. K.; MARTINEZ, S. V.; EITERER, B. V. B.; BEZERRA, E. A. Nanosatellite electrical power system architectures: Models, simulations, and tests. *International Journal of Circuit Theory and Applications*, Wiley Online Library, v. 48, n. 12, p. 2153–2189, 2020.
- SNYDER, G. J.; TOBERER, E. Complex thermoelectric materials. in materials for sustainable energy: a collection of peer-reviewed research and review articles from nature publishing group. *World Scientific* 2011, p. 101–110, 2011.
- SOLTANI, S.; KASAEIAN, A.; SOKHANSEFAT, T.; SHAFII, M. B. Performance investigation of a hybrid photovoltaic/thermoelectric system integrated with parabolic trough collector. *Energy Conversion and Management*, Elsevier, v. 159, p. 371–380, 2018.
- SOON, J. J.; CHIA, J. W.; AUNG, H.; LEW, J. M.; GOH, S. T.; LOW, K.-S. A photovoltaic model based method to monitor solar array degradation on-board a microsatellite. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, IEEE, v. 54, n. 5, p. 2537–2546, 2018.
- SPACELAB. *FloripaSat-I: Critical Design Review*. [S.l.], 2017.
- SRIMUANG, W.; AMATACHAYA, P. A review of the applications of heat pipe heat exchangers for heat recovery. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Elsevier, v. 16, n. 6, p. 4303–4315, 2012.
- SRL, G. *UNISAT-6 Mission*. 2014. Acessado em: 12/08/2022.
- SUGIARTHA, N.; NEGARA, P. S. Technical feasibility evaluation on the use of a peltier thermoelectric module to recover automobile exhaust heat. In: IOP PUBLISHING. *Journal of Physics: Conference Series*. [S.l.], 2018. v. 953, n. 1, p. 012090.
- SUN, P.; KUMAR, K. R.; LYU, M.; WANG, Z.; XIANG, J.; ZHANG, W. Generic seebeck effect from spin entropy. *The Innovation*, Elsevier, v. 2, n. 2, p. 100101, 2021.
- SUNDÉN, B.; FU, J. *Heat transfer in aerospace applications*. [S.l.]: Academic Press, 2016.
- TEGPRO. *TEGpro: Datasheet*. [S.l.], 2023.
- TELKES, M. Solar thermoelectric generators. *Journal of Applied Physics*, American Institute of Physics, v. 25, n. 6, p. 765–777, 1954.
- THURMAN, J.; MEI, S. Application of heat pipes to spacecraft thermal control problems. *Tech Note AST-275, Brown Engineering (Teledyne)*, 1968.
- TOHIDI, F.; HOLAGH, S. G.; CHITSAZ, A. Thermoelectric generators: A comprehensive review of characteristics and applications. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, v. 201, p. 117793, 2022.
- TORRECILLA, M. C.; MONTECUCCO, A.; SIVITER, J.; STRAIN, A.; KNOX, A. R. Transient response of a thermoelectric generator to load steps under constant heat flux. *Applied energy*, Elsevier, v. 212, p. 293–303, 2018.

TWAHA, S.; ZHU, J.; YAN, Y.; LI, B. A comprehensive review of thermoelectric technology: Materials, applications, modelling and performance improvement. *Renewable and sustainable energy reviews*, Elsevier, v. 65, p. 698–726, 2016.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. [S.l.]: Pearson education, 2007.

WANG, J.; CAO, P.; LI, X.; SONG, X.; ZHAO, C.; ZHU, L. Experimental study on the influence of peltier effect on the output performance of thermoelectric generator and deviation of maximum power point. *Energy Conversion and Management*, Elsevier, v. 200, p. 112074, 2019.

WANG, S.; JI, S.; ZHU, Y. A comparative study of cooling schemes for laminated lithium-ion batteries. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, v. 182, p. 116040, 2021.

WU, Y.; YANG, J.; CHEN, S.; ZUO, L. Thermo-element geometry optimization for high thermoelectric efficiency. *Energy*, Elsevier, v. 147, p. 672–680, 2018.

WU, Y.-Y.; WU, S.-Y.; XIAO, L. Performance analysis of photovoltaic–thermoelectric hybrid system with and without glass cover. *Energy Conversion and Management*, Elsevier, v. 93, p. 151–159, 2015.

XIAO, Y.; ZHAO, L.-D. Charge and phonon transport in pbte-based thermoelectric materials. *npj Quantum Materials*, Nature Publishing Group, v. 3, n. 1, p. 1–12, 2018.

YAN, D. *Modeling and application of a thermoelectric generator*. Tese (Doutorado) — University of Toronto, 2011.

YANG, X.; HU, X.; CHEN, Z.; CHEN, Y. Effect of ambient dissipation condition on thermal behavior of a lithium-ion battery using a 3d multi-partition model. *Applied Thermal Engineering*, Elsevier, v. 178, p. 115634, 2020.

YANG, Y.; LI, X.; YANG, Z.; WEI, Q.; WANG, N.; WANG, L. The application of cyber physical system for thermal power plants: Data-driven modeling. *Energies*, MDPI, v. 11, n. 4, p. 690, 2018.

YANG, Z.; CHEN, X.; SHEN, W.; LIN, G.; CHEN, J. Maximum efficiencies and parametric optimum designs of concentrating photovoltaic cell/heat engine systems with three-band spectrum split. *International Journal of Energy Research*, Wiley Online Library, v. 43, n. 10, p. 5526–5534, 2019.

YENDLER, B. Thermal control system. In: *Cubesat Handbook*. [S.l.]: Elsevier, 2021. p. 303–317.

YOST, B.; WESTON, S.; BENAVIDES, G.; KRAGE, F.; HINES, J.; MAURO, S.; ETCHEY, S.; O'NEILL, K.; BRAUN, B. State-of-the-art small spacecraft technology. 2021.

YU, P.; ZHANG, C.; ZHANG, Z.; YANG, Y.; NIU, Y.; JIANG, J.; WANG, C. Numerical simulation of thermoelectric based temperature control system for cubesat in space. In: *IEEE. 2021 IEEE International Conference on Imaging Systems and Techniques (IST)*. [S.l.], 2021. p. 1–6.

ZEBARJADI, M.; ESFARJANI, K.; DRESSELHAUS, M.; REN, Z.; CHEN, G. Perspectives on thermoelectrics: from fundamentals to device applications. *Energy & Environmental Science*, Royal Society of Chemistry, v. 5, n. 1, p. 5147–5162, 2012.

ZHANG, Q.; DENG, K.; WILKENS, L.; REITH, H.; NIELSCH, K. Micro-thermoelectric devices. *Nature Electronics*, Nature Publishing Group, v. 5, n. 6, p. 333–347, 2022.

ZHAO, Y.; FAN, Y.; LI, W.; LI, Y.; GE, M.; XIE, L. Experimental investigation of heat pipe thermoelectric generator. *Energy Conversion and Management*, Elsevier, v. 252, p. 115123, 2022.

ZOHURI, B. *Heat pipe design and technology: Modern applications for practical thermal management*. [S.l.]: Springer, 2016.

APÊNDICE A – Algoritmo de Potência para o CubeSat

O código-M apresentado neste apêndice é desenvolvido para estimação da geração de energia dos painéis solares durante as órbitas MES e DET, seguindo o circuito equivalente apresentado na subsecção 3.3.3. Além dos parâmetros de funcionamento do painel solar, declarados no início do código e apresentados na subsecção 3.4.3, o algoritmo aproveita os fluxos de calor e temperaturas previstas pelo modelo de irradiância e térmico como condição de contorno, conforme é ilustrado:

```

1 %%declaration of constants-----
2
3 Isc = 0.41; %0.0195; %19,5 mA %Desirable short circuit current
   - 0.0195A - [A]
4 Qs = 2360; %W/m^2 %for the final test, Actual/Current
   Irradiance
5 Qo = 1000; %W/m^2 %Irradiancia en STC - Irradiencia for which
   Isc was obtained, see Tpo
6 dIsc= 8.84e-6; %8,84uA %Coefficient that expresses the
   variation of Isc with temperature
7 T0 = 25+273; %K %Temperature in STC - Temperature for which Isc
   was obtained, see Qo.
8 Is = 3.2007e-27; %3.2007e-7; %saturation current
9 q = 1.602e-19; %C %electron charge
10 Vb = 2.3 ; %Vb = Vpv = is the voltage of the solar cell
11 Rs = 0.221; %0hm %Series resistance mainly due to metal
   contacts with the semiconductor - Equivalent PV cell series
   resistance
12 k = 1.38065e-23; %m^2.Kg/s.K %Boltzmann constant
13 Rp = 415.405; %0hm %Parallel resistance due to current leakage,
   spike diffusion, etc. - Equivalent PV cell parallel
   resistance
14 Voc=2.5; %open circuit voltage
15 eta=2; %Diode Ideality Constant [1<a<2]
16 Vq=1.12; %gap voltage
17

```

```

18 %% Input
19 BC= ([t XP XN YP YN ZP ZN]); %Solar flow
20 Tcfx= ([tK XPK XNK YPK YNK ZPK ZNK]); %Temperature
21
22 %% Recording values in variables
23 timestep = BC(2,1)-BC(1,1); %Simulation Timestep [s]
24 time_sample=BC(:,1); %instants of time [s]
25 t_end = size(BC,1); %last iteration
26
27 for s=1:6
28     Qsun(s,:) = BC(:,s+1); %Solar radiation
29     Tpv(s,:) = Tcfx(:,s+1); %Simulation temperature
30 end
31
32 Tmin=min(min(Tpv));
33 Tmax=max(max(Tpv));
34
35 for t=1:t_end %advance in time
36     Itot=0;
37     for s=1:6 %satellite side
38         diff = 1;
39         Ipv_old(s,t)=0.41;
40         while diff > 0.01
41             Is0=Isc/(exp(q*Voc/(eta*k*Tpv(s,t)))-1); %reverse
               saturation current
42             Is=Is0*((Tpv(s,t)/T0)^3)*exp((q*Vq/(eta*k))*(1/T0
               -1/Tpv(s,t))); %saturation current
43             fx = Isc*(Qsun(s,t)/Qo)*(1 + dIsc*(Tpv(s,t)-T0)) -
               Is*(exp((((q)*(Vb+(Ipv_old(s,t)*Rs)))/(eta*k*Tpv
               (s,t))))-1) - (Vb+(Ipv_old(s,t)*Rs))/Rp -
               Ipv_old(s,t); %Defines the function f in terms
               of x, that is, f(x).
44             dfx = -Is*exp((((q)*(Vb+(Ipv_old(s,t)*Rs)))/(eta*k*
               Tpv(s,t))))*(q*Rs/(eta*k*Tpv(s,t))) - (Rs/Rp) -
               1; %Defines the
               derivative of the function f in terms of x, that
               is, df(x)/dx.
45             Ipv(s,t) = Ipv_old(s,t) - (fx/dfx);
46             diff = abs(Ipv(s,t)-Ipv_old(s,t)) / Ipv(s,t);

```

```

47         Ipv_old(s,t) = Ipv(s,t);
48     end
49     if Ipv(s,t)<0
50         Ipv(s,t)=0; %Fix for not retaining negative current
                    values
51     end
52     Itotal(t)=Ipv(s,t)+Itot; %total current generated
53     Itot=Itotal(t);
54 end
55 end
56
57 %graphic-----
58
59 %figure(1)
60 %plot (time_sample(:),Vb*Ipv(1,:),time_sample(:),Vb*Ipv(2,:),
        time_sample(:),Vb*Ipv(3,:),time_sample(:),Vb*Ipv(4,:),
        time_sample(:),Vb*Ipv(5,:),time_sample(:),Vb*Ipv(6,:),
        time_sample(:),Vb*Itotal(:),'k--')
61 %xlabel('Time [s]');
62 %ylabel('P [W]');
63 %legend('+X', '-X', '+Y', '-Y', '+Z', '-Z', 'P_{total}')
64
65 figure(1)
66 p=plot (time_sample(:),Vb*Ipv(1,:))
67 p(1).LineWidth = 1;
68 hold on
69 p=plot(time_sample(:),Vb*Ipv(2,:))
70 p(1).LineWidth = 1;
71 hold on
72 p=plot(time_sample(:),Vb*Ipv(3,:))
73 p(1).LineWidth = 1;
74 hold on
75 p=plot(time_sample(:),Vb*Ipv(4,:))
76 p(1).LineWidth = 1;
77 hold on
78 p=plot(time_sample(:),Vb*Ipv(5,:))
79 p(1).LineWidth = 1;
80 hold on
81 p=plot(time_sample(:),Vb*Ipv(6,:))

```

```

82 p(1).LineWidth = 1;
83 p=plot(time_sample(:),Vb*Itotal(:),'k--')
84 p(1).LineWidth = 1;
85 hold on
86 xlabel('Time [s]');
87 ylabel('P [W]');
88 legend('+X', '-X', '+Y', '-Y', '+Z', '-Z', 'P_{total}')
89
90 figure(2)
91 plot (time_sample(:),Qsun(1,:),time_sample(:),Qsun(2,:),
      time_sample(:),Qsun(3,:),time_sample(:),Qsun(4,:),
      time_sample(:),Qsun(5,:),time_sample(:),Qsun(6,:))
92 xlabel('Time [s]');
93 ylabel('Q^{' }_{sun} [W/m^2]');
94 legend('+X', '-X', '+Y', '-Y', '+Z', '-Z')
95
96 figure(3)
97 plot (time_sample(:),Tpv(1,:),time_sample(:),Tpv(2,:),
      time_sample(:),Tpv(3,:),time_sample(:),Tpv(4,:),time_sample
      (:),Tpv(5,:),time_sample(:),Tpv(6,:))
98 xlabel('Time [s]');
99 ylabel('Temperature [K]');
100 legend('+X', '-X', '+Y', '-Y', '+Z', '-Z')
101
102 % Just to see the performance of the solar panel
103 Tpv2 = [Tmax Tmin]; %T em celcius
104 s = length(Tpv2); %creates a value of the same dimension as Tpv
      to use in the temperature loop
105 G = string(Tpv2) %Transforms the T vector into a string to be
      used in the chart legend
106
107 for c = 1:s
108     Tpv2(c) %Copies the temperature value, in slot c, from the
      Tpv array
109     Iteste=1;
110     p=1;
111     while Iteste>0 %the iteration happens while the current is
      positive, which is the interest
112         Vb2(p) = (p-1).*0.02;

```

```

113         diff = 1;
114
115         if p==1
116             Ipv_old2(p)=Iteste;
117         else
118             Ipv_old2(p)=1.1*Ipv2(p-1);
119         end
120
121     while diff > 0.01
122         Is0=Isc/(exp(q*Voc/(eta*k*Tpv2(c)))-1); %reverse
123         saturation current
124         Is=Is0*((Tpv2(c)/T0)^3)*exp((q.*Vq./(eta*k))*(1/T0-1/
125             Tpv2(c))); %saturation current
126         fx = Isc.*(Qs./Qo).*(1 + dIsc.*(Tpv2(c)-T0)) - Is.*(exp
127             (((q).*(Vb2(p)+(Ipv_old2(p).*Rs)))/(eta.*k.*Tpv2(c)
128             )))-1) - (Vb2(p)+(Ipv_old2(p).*Rs))./(Rp) -
129             Ipv_old2(p); %Defines the function f in terms of x,
130             that is, f(x).
131         dfx = - Is.*(exp(((q).*(Vb2(p)+(Ipv_old2(p).*Rs)))/(eta
132             .*k.*Tpv2(c)))).*((q).*Rs/(eta.*k.*Tpv2(c))) - (Rs/
133             Rp) - 1 ; %Defines the
134             derivative of the function f in terms of x, that is,
135             df(x)/dx.
136         Ipv2(p) = Ipv_old2(p) - (fx/dfx);
137         diff = abs((Ipv2(p)-Ipv_old2(p)) / Ipv2(p));
138         Ipv_old2(p) = Ipv2(p);
139     end
140     Iteste=Ipv2(p);
141     if Ipv2(p)<0
142         Ipv2(p)=0; %Fix for not retaining negative current
143         values
144     end
145     p=p+1;
146 end
147
148 %%Graphic-----
149 figure(4)
150 hold on
151 plot (Vb2,Ipv2)

```

```
141 title(' Relationship IxV')
142 xlabel('V [V]');
143 ylabel('I_{pv} [A]');
144 grid on
145 box on
146
147 legend((G)+"C", 'Location', 'west', 'NumColumns', 1)
148
149 figure(5)
150 hold on
151 plot(Vb2, Ipv2.*Vb2)
152 title(' Relationship PxV')
153 xlabel('V [V]');
154 ylabel('P_{pv} [W]');
155 grid on
156 box on
157
158 legend((G)+"C", 'Location', 'west', 'NumColumns', 1)
159
160 end
161 Pmin=Vb*min(Itotal) %Minimum power
162 Pmax=Vb*max(Itotal) %Maximum power
163 Pave=Vb*sum(Itotal)/t_end %average power
```

APÊNDICE B – Algoritmo de Potência para o TEG

Assim como apresentado no apêndice A, um código-M também é estruturado para o gerador termoelétrico, seguindo o equacionamento apresentado na seção 3.3. As temperaturas previstas pelo modelo térmico para o lado quente e frio do gerador termoelétrico são aplicadas como condição de contorno, etapa necessária para estimação da máxima potência, tensão e corrente do modelo:

```

1  %% THERMAL ELECTRIC GENERATOR MODEL - TEG
2
3  % RL = 1;
4  % RL = Rin;
5  % Z = figure of merit
6  % alpha = seebeck coefficient
7  % Rho = electrical resistivity
8  % Z = ((alpha^2)*teta)/K
9  % teta = 1/rho Electric conductivity
10 % K = thermal conductivity
11
12 %% Performance of the thermoelectric device
13 Z=((alpha.^2)/(Rho.*K));
14 ZT=(Z.*((Tc+Th)./2));
15
16 %% Seebeck effect
17 V=alpha.*(Th-Tc);
18
19 %% Electric conductivity
20
21 Teta = 1./Rho;
22
23 %% internal resistance
24
25 % RL/Rin=1; The ratio of external and internal resistance
26 Rin=(Rho.*L)./A;
27 RL=Rin;

```

```

28
29 %% Electric current
30
31 I=(alpha.*(Th-Tc))./(RL+Rin);
32
33 %% Voltage
34
35 Vn=((n.*alpha).*(Th-Tc))./((RL/Rin)+1)).*(RL./Rin);
36
37 %total voltage relationship between Wn=I*Vn
38 Vn_total=n*((alpha*(Th-Tc))-(I*Rin));
39
40 %% output power
41
42 Wn=((n.*(alpha.^2).*((Th-Tc).^2))./(Rin)).*((RL/Rin)/((1+RL/Rin)
    .^2));
43
44 %% Maximum energy efficiency
45
46 MPn=((1-Tc./Th))./((2-1./2).*(1-Tc./Th)+(2./ZT).*(1+Tc./Th));
47
48 %% Maximum Output Power
49
50 Wns=N*Wn;
51
52 %% Maximum efficiency of energy conversion
53
54 MPn_max=(1-Tc./Th).*((sqrt(1+ZT)-1)./(sqrt(1+ZT)+(Tc./Th)));
55
56 %% Hot source heat flow
57
58 Qh=Wns./MPn_max;
59
60 %hot source heat transfer rate
61 Qh=n.*((alpha.*Th.*I)-((1./2).*(I.^2).*(Rin+K)).*(Th-Tc));
62
63 %% Normalization of parameters
64
65 W = (4).*(RL./Rin); % Ratio between the actual and maximum

```

```
        values of the TEG generator
66 Wmax = ((RL./Rin)+1).^2;
67 Wreal = W/Wmax;
68
69 %% Current Normalization
70 Imax = ((RL/Rin)+1);
71 Irealm = I/Imax;
72 %% voltage normalization
73
74 Vmax= ((RL/Rin)+1);
75 Vreal = Vn/Vmax;
76
77 %% Normalization of thermal efficiency
78 Nth = (RL/Rin)*(sqrt(1+ZT)+(Tc/Th));
79 Nmax = (((RL/Rin)+1) - ((1/2)*((Tc/Th) - 1)) + (1/2*ZT)*(((RL/Rin)+1)
        ^2)*((Tc/Th)+1))* (sqrt(1+ZT) - 1);
80 Nreal = (Nth/Nmax);
```

APÊNDICE C – Artigo publicado na revista IEEE Embedded Systems Letters (ESL)

Power simulation of a CubeSat: influence of orbit, attitude and thermal control

André L. Rodrigues Santana , Edemar Morsch Filho , Francisco das Chagas de Souza , Laio O. Seman 

Abstract—CubeSats must endure the extreme temperature and radiation changes that are a result of the environment in orbit. The power system of CubeSats, which produces the electrical energy required to carry out the activities, is a crucial component. The photovoltaic effect, a phenomenon whose maximum power point decreases as temperature rises while the peak rises with solar radiation intensity rises, is used by the majority of satellites, including CubeSats, to convert solar radiation into electrical energy. High temperatures should be avoided since they decrease the effectiveness of this photovoltaic phenomenon, whereas high solar radiation levels are required to produce more energy. This study evaluates a simulation of a CubeSat 1U with solar panels mounted on all of its faces to examine the impact of orbit, attitude, and temperature management on power generation. The outcomes show that higher performance may be obtained by carefully choosing these factors.

Index Terms—Cubesat, Simulation, Photovoltaic Cell, Power Generation, Solar Panel.

I. INTRODUCTION

IN the past ten years, colleges, businesses, and the military have all intensified their production of smaller spacecraft, primarily in the categories of nanosatellites (1–10 kg) and microsatellites (10–100 kg). Similar to medium and large satellites, CubeSats feature an electric power system (EPS), which powers all embedded equipment. The conventional unit of measurement for CubeSats is 1U ($10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$), albeit they may vary from this basic dimension [1]. The majority of the time, photovoltaic panels are utilized to generate electricity while in orbit, and rechargeable batteries are used to store any excess that is generated during the part of the satellite's orbit that is exposed to the sun, and use it during the eclipse.

A CubeSat's main energy source is solar radiation, which is transformed into electricity via photovoltaic panels placed on the outside of the satellite. According to typical photovoltaic panel curves, the highest power point decreases as temperature rises while the peak rises as solar radiation intensity rises [2]. Consequently, in order to optimize the efficacy of this technology, conditions of low ambient temperature and ample solar radiation are preferred. However, this situation creates a conflict of interest because the quest for high radiation levels inevitably raises the temperature, which is detrimental to cell function.

André L. Rodrigues Santana and Francisco das Chagas de Souza are from the Federal University of Maranhão, MA, Brazil (e-mail: andre.lrs@discente.ufma.br, francisco.souza@ufma.br). Edemar Morsch Filho is from the São Paulo State University, SP, Brazil (e-mail: edemar.filho@unesp.br). Laio O. Seman is from the University of Vale do Itajaí, SC, Brazil (e-mail: laio@univali.br).

Manuscript received November 28, 2022.

Only a small portion of the incoming radiation, primarily in the ultraviolet and visible light spectrum, is used by photovoltaic cells to generate electric energy. According to published research, the electrical conversion efficiency decreases by about 0.5% for every 1°C increase [3], [4].

In [5], models and tests are used to examine the effectiveness of four EPS topologies for nanosatellites. The Maximum Power Point Tracking (MPPT) with boost regulator architecture is shown to harvest more energy, but the Very Low Dropout (VLDO) architecture is determined to have the best overall efficiency. To determine the amount of electrical energy that is available, it is crucial to know a CubeSat's irradiance field [6], [7] and temperature [8]. This is especially critical when the satellite's orbital orientation is unknown and the attitude control system fails. Using statistical methods and the specs of the solar cells and the satellite's solar array panels, the power generation can be estimated [9].

Since satellite missions depend on energy, simulations are crucial for predicting power behavior in orbit and assessing the design of the power system. The radiation flux, temperature field, and attitude are used in this context to estimate the power generation of CubeSats in orbit. The model will be able to produce numerical results that match CubeSat missions.

II. METHODOLOGY

In orbit, CubeSats can assume different orientations due to their attitude control, resulting in different angles of exposure concerning the Sun for each side of the satellite. As a result, different radiation doses are received, which affects the satellite's temperature field and energy harvesting when photovoltaic panels are installed on the exterior surfaces. To model the power production in orbit, the solar radiation, the temperature field, and the photovoltaic effect are required.

A. The thermal model

The +X, -X, +Y, +Y, +Z, and -Z axes are used to identify the six solar panels on each outer side of the CubeSat 1U used in this study. A diagram of the interior components of this CubeSat is shown in Figure 1 (derived from the CubeSat FloripaSat-I [10], which is made up of a structure, batteries, fasteners, spacers, and several subsystems that are typically designed on various Printed Circuit Boards (PCB)).

A three-dimensional geometry based on Figure 1 was designed and discretized in small volumes, resulting in a mesh, according to Figure 2. To determine the temperature field of the spacecraft along the orbit, thermal simulations based on the Finite Volumes Method (FVM) are carried out in this virtual domain with 91,780 nodes. The power generation

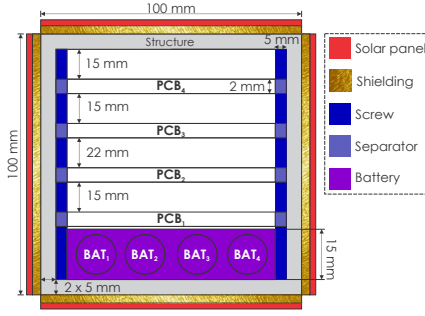


Fig. 1: Diagram and dimension of the internal and external components of the CubeSat.

of the CubeSat's solar panel model is calculated in Matlab using temperature readings from Ansys CFX. The energy conservation equation is solved for the transient regime using just conduction and radiation heat transport because outer space is a nearly perfect vacuum. Also, the radiation effects inside the CubeSat have been neglected.

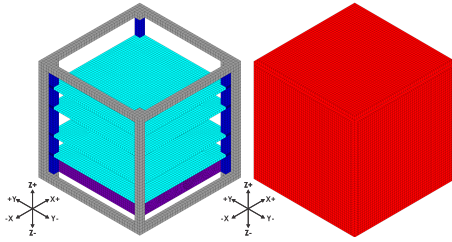


Fig. 2: Main internal and external parts of the mesh. Left: Inner side with PCBs (light blue), spacers (dark blue), structure (gray), and battery (purple); Right: External side with the solar panels (red).

Table I summarizes those parts' thermal and optical properties, where ρ is density, c is specific heat, k is thermal conductivity, ϵ is emissivity, α is absorptivity.

TABLE I: Properties of the parts.

Part	ρ [kg/m ³]	c_p [J/kg K]	k [W/mK]	ϵ [-]	α [-]
Solar panel	2325	1103	1.0	0.4	0.4
Structure	2810	948	140.0	-	-
PCB	2120	975	0.6	-	-
Spacers	2411	934	133.0	-	-
Battery	2247	1110	23.0	-	-

The boundary conditions of the thermal problem, as determined by thermal radiation, may change over time as a result of the orbit and attitude settings specified for the CubeSat, and these have an effect on the temperature field. Solar radiation, the earth's albedo, and infrared radiation are all modeled in accordance with the research of [11]. Except for the last radiation source, they are ruled by the geometric β angle, which is the angle between the solar rays and the orbital plane. While the orbit does not have any eclipse at $\beta = 90^\circ$, it will have a maximum eclipse at $\beta = 0^\circ$. Since exposure to the Sun is a key factor in thermal and photovoltaic calculations, these two numbers reflect the most severe possible orbits. Sun-synchronous orbits, orbits like those of the International Space Station, and equatorial orbits have different orbit inclinations, but they might have comparable thermal scenarios if the

remaining orbital parameters provide the same β . In fact, the parameter β is more instructive than orbit inclination in terms of the thermal scenario for heat transport in space, which is why it is chosen [12]. Even though the orbit is rarely chosen for these missions, the study discusses these situations because they are feasible with typical inexpensive CubeSat launches.

Thermal control is a component of conventional satellites, and the heat pipe is one of its components that may be seen in space projects. According to [13], a heat pipe is a closed system that transfers heat based on a two-phase flow with high effective thermal conductivity, without the need of electricity or any moving elements. In the simulations that will be run later, this component will be taken into account in the scenario when the opposing solar panels +Y and -Y are connected by a heat pipe. The goal of this setup is to determine whether this technology could enable solar panels in space to perform more efficiently. The integration of heat pipe into CubeSat is quite new, exactly because of the limitations in terms of mass and space. A heat pipe made of copper with a diameter of around 7 mm crossing a CubeSat 1U would result in a total mass of around 15 g. An experimental evaluation of this architecture is found in [14].

B. The electrical model

Solar panels are made up of several photovoltaic cells that can also be modeled by a diode (PN junction) in parallel with a current source representing the photovoltaic effect. The photovoltaic system is modeled using a single diode (D_U) in parallel with a current source I_{ph} [8]. For this model, a series resistor (R_s) is considered, while the effect of the parallel branch (R_p) is neglected to reduce complexity.

The photogenerated current (I_{ph}), the reverse current saturation (I_D), parallel resistor current (I_{R_p}), solar cell current (I_{PV}), and solar panel voltage (V_{PV}) make up the electrical circuit of a solar panel [8]. The current I_{PV_ψ} for a solar panel ψ can be defined as [8], [15]:

$$I_{PV_\psi}(t) = I_{ph_\psi}(t) - I_{D_\psi}(t) \quad (1)$$

The photogenerated current I_{ph_ψ} can be calculated from the short-circuit current of the solar panel I_{sc_ψ} , considering a given irradiance flux Q''_{sun_ψ} , and the solar cell temperature T_{PV_ψ} , both determined from CubeSat thermal modeling. It is defined as [8], [15]:

$$I_{ph_\psi}(t) = \frac{Q''_{sun_\psi}(t)}{Q''_{sun_{\psi 0}}} [I_{sc_\psi} + \nabla I_{sc_\psi} (T_{PV_\psi}(t) - T_{PV_{\psi 0}})] \quad (2)$$

where $Q''_{sun_{\psi 0}}$ is the baseline solar irradiance at 1000 W/m², $T_{PV_{\psi 0}}$ is the temperature for which the short circuit current was obtained, and ∇I_{sc_ψ} is the variation of the short-circuit current with temperature. The diode current is given by Equation 3, where I_{st_ψ} is the saturation current ([8]), η_ψ is the ideality factor of the diode, k the Boltzmann constant, and finally, q represents the electron charge [16].

$$I_{D_\psi}(t) = I_{st_\psi} \left(\exp \frac{q[V_{PV}(t) + I_{PV_\psi}(t)R_{s_\psi}]}{\eta_\psi k T_{PV_\psi}} - 1 \right) \quad (3)$$

Substituting Eqs. (2) and (3) into Eq. (1), and considering the electrical model of the solar panel [8], [15]:

$$I_{PV_\psi}(t) = \frac{Q''_{sun_\psi}(t)}{Q''_{sun_{\psi 0}}} [I_{sc_\psi} + \nabla I_{sc_\psi} (T_{PV_\psi}(t) - T_{PV_{\psi 0}})] - I_{st_\psi} \left(e^{\frac{q [V_{PV}(t) + I_{PV_\psi}(t) R_{s_\psi}]}{\eta_\psi k T_{PV_\psi}}} - 1 \right) \quad (4)$$

The electrical model was based on [15], which examines how the PV array performs under various operating conditions and physical parameters, such as solar irradiation, temperature, and shunt resistance. Since the emphasis is on the effect of radiation and temperature on power generation, the solar panel voltage is assumed to be a constant value normally encountered in CubeSat applications. The parameters used in the photovoltaic model are defined in Table II, adapted from [8].

TABLE II: Parameters of the solar panel model.

Item	Value	Item	Value	Item	Value
η	2 [-]	I_{sc}	0.41 [A]	V_{PV}	2.3 [V]
R_s	0.22 [Ω]	∇I_{sc}	8.84e-6 [A/K]		

C. Cases of study

The impact of various parameters on the power generation in orbit will be studied using the following scenarios: (i) MES-0: Maximum Exposition to the Sun, where a CubeSat is on an orbit with a maximum eclipse and has three sides that are always facing the Sun ($\beta = 0^\circ$); (ii) MES-90: Attitude of Maximum Exposition to the Sun where a CubeSat has three sides constantly towards the Sun, and orbit without eclipse ($\beta = 90^\circ$); (iii) RES-0: Attitude where a CubeSat has residual spin around the Z axis, and the orbit has the greatest amount of eclipse ($\beta = 0^\circ$); (iv) MES-0-HP: Attitude of Maximum Exposition to the Sun, where a CubeSat is in an orbit with maximum eclipse ($\beta = 0^\circ$) and a heat pipe joins the opposing solar panels +Y and -Y. The altitude is 600¹ km, and the orbit is circular.

III. RESULTS

This section shows the main results regarding power generation for complete orbits of a CubeSat 1U. In general, it took 1200 seconds to simulate one orbit; however, due to the influence of the initial temperature field, several orbits had to be run before a cyclic behavior consistent with boundary conditions was established.

A. The impact of eclipse

It is possible to see how the orbit affects power generation, particularly when comparing cases MES-0 and MES-90. In Figure 3a, the power generation along a whole orbit for the situation with maximum eclipse is shown. This graph displays the overall transient power as well as the power generated on

each side of the CubeSat. The Earth's shadow, which is present between 1700 and 3800 seconds, prevents the CubeSat from receiving solar light, which prevents it from producing power. A higher peak of about 2 W for the total power following the eclipse is explained by the temperature levels. The satellite can generate more power for the same amount of solar radiation because it is colder when it exits the Earth's shadow than when it enters. Because it gets hotter as it is kept in sun radiation, the linear drop in power is likewise a result of temperature.

Similar circumstances are shown in Figure 3b, however in this instance, the orbit is not eclipsed, and the gap is no longer existent. The CubeSat's overall power is about 2.1 W, and oscillations are caused by temperature changes brought on by the different sides of the satellite being exposed to the Earth's infrared and albedo radiation as it travels through space. Because of the eclipse from the Earth, this scenario differs from the previous one. Both outcomes could occur over the course of the satellite's life depending on the orbital parameters, thus they should be taken into account while designing the electrical power system.

B. The impact of attitude

Figure 3c shows the results of a simulation with a different spin from earlier ones to demonstrate the significance of attitude, which refers to the CubeSat's pointing. In contrast to the earlier results, where the satellite maintained the same surfaces facing the Sun, in this scenario, the satellite rotates around its axis ten times per orbit. This rotation causes more surfaces to receive solar light and produce energy. The peak power in this instance is about 3 W, however, the condition only lasts a little time, and the overall power varies significantly. Due to the CubeSat's rotating temperature field, which is more uniform, the total power after and before the eclipse is rather close.

C. The impact of thermal control

As was already explained, temperature and radiation levels affect how the photovoltaic phenomenon behaves. For a CubeSat mission, these characteristics are dependent on the orbit attitude, although the temperature of the satellite can also be affected by its thermal control. A simulation was run to evaluate it, taking into account the fact that a heat pipe connects the solar panels on the +Y and -Y sides. Because the side facing the Sun, which produces power, is now swiftly transferring heat to the opposite side, which is not exposed to the Sun and is consequently colder and unable to produce power, this layout may boost power generation.

Figure 3d shows the outcome of this case. Its orbit and attitude are identical to those shown in Figure 3 a, but due to the thermal control, the power levels are a little bit higher. In comparison to the prior instance, MES-0, the power is approximately 1.9 W at startup. Here, the peak is close to 2.1 W following the eclipse. It was 2.04 W in MES-0 at the same time. It is possible to see that the mission's total performance might be enhanced by properly integrating the CubeSat's thermal control with its power system.

The key results from the simulations are summarized in Table III. The findings demonstrate that an eclipse, where the satellite is in Earth's shadow and does not absorb solar

¹The area projection for MES is $\sqrt{3}$ times a single normal side [9]. This maximizes satellite solar panel energy harvesting. For the attitude with residual spin, the panels will not constantly face the Sun, and this may limit solar energy collection while preserving stability and balance.

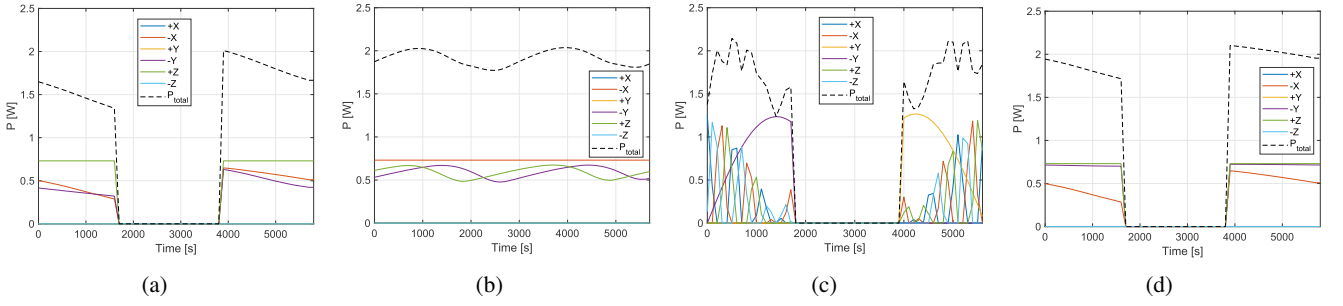


Fig. 3: (a) Case MES-0: CubeSat with three sides constantly towards the Sun, orbit with maximum eclipse ($\beta = 0^\circ$); (b) Case MES-90: CubeSat with three sides constantly towards the Sun, orbit without eclipse ($\beta = 90^\circ$); (c) Case RES-0: CubeSat with spin, orbit with maximum eclipse ($\beta = 0^\circ$); (d) Case MES-0-HP: CubeSat with three sides constantly towards the Sun, orbit with maximum eclipse ($\beta = 0^\circ$), and a heat pipe connects opposite solar panels +Y and -Y.

energy, significantly affects power production. A tumbling satellite can generate power from more surfaces due to its orientation and pointing, which depends on the spacecraft's attitude. Thermal control, or temperature regulation on the satellite, has an impact on power production as well, with temperature variations influencing changes in power output.

These findings emphasize the significance of carefully planning the electrical power system for a CubeSat mission to take eclipse, attitude, and temperature management into account. A spacecraft in orbit with a high frequency of eclipses, for instance, would need a system that can store and utilize electricity effectively during an eclipse. Additionally, optimizing power generation and reducing the effects of temperature changes can be accomplished by taking into account the position of the satellite and applying thermal management methods. Additionally, those results support current research on CubeSat power estimation, such as the analysis for various EPS architectures presented in [5] and an integrated thermal-electrical model presented in 8, while assisting future research on heat-pipes in CubeSats [14].

TABLE III: Power values for each case.

Case	$P_{\min}$ [W]	$P_{\max}$ [W]	P_{avg} [W]
MES-0	0.00	2.01	1.05
MES-90	1.77	2.03	1.91
RES-0	0.00	2.14	1.07
MES-0-HP	0.00	2.10	1.21

IV. CONCLUSION

The power simulations of a CubeSat 1U with solar panels installed on all of its faces were the main subject of this study. These satellite missions frequently use solar panels, which are impacted by solar radiation and orbital temperature due to the photovoltaic effect. In this work's simulations, the eclipse, attitude, and temperature control all had a significant impact on the outcomes and should all be carefully considered as the CubeSat is developed.

In order to better control the current temperature and the CubeSat energy consumption, the proposed simulations could be supplemented with active and/or other passive cooling techniques in future works, followed by experimental validation.

REFERENCES

[1] C. Cappelletti and D. Robson, "Cubesat missions and applications," in *Cubesat Handbook*. Elsevier, 2021, pp. 53–65.

[2] H.-u. Oh and T. Park, "Experimental feasibility study of concentrating photovoltaic power system for cubesat applications," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 51, no. 3, pp. 1942–1949, 2015.

[3] S. Dubey and A. A. Tay, "Testing of two different types of photovoltaic-thermal (pvt) modules with heat flow pattern under tropical climatic conditions," *Energy for Sustainable Development*, vol. 17, no. 1, pp. 1–12, 2013.

[4] T. Ma, H. Yang, Y. Zhang, L. Lu, and X. Wang, "Using phase change materials in photovoltaic systems for thermal regulation and electrical efficiency improvement: a review and outlook," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 43, pp. 1273–1284, 2015.

[5] L. Kessler Slongo, S. Vega Martínez, B. Vale Barbosa Eiterer, and E. Augusto Bezerra, "Nanosatellite electrical power system architectures: Models, simulations, and tests," *International Journal of Circuit Theory and Applications*, vol. 48, no. 12, pp. 2153–2189, 2020.

[6] J. J. Rojas, Y. Takashi, and M. Cho, "A lean satellite electrical power system with direct energy transfer and bus voltage regulation based on a bi-directional buck converter," *Aerospace*, vol. 7, no. 7, 2020.

[7] S. Sanchez-Sanjuan, J. Gonzalez-Llorente, and H.-V. R., "Comparison of the incident solar energy and battery storage in a 3u cubesat satellite for different orientation scenarios," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 8, no. 1, 2016.

[8] S. Vega Martinez, E. M. Filho, L. O. Seman, E. A. Bezerra, V. d. P. Nicolau, R. G. Ovejero, and V. R. Q. Leithardt, "An integrated thermal-electrical model for simulations of battery behavior in cubesats," *Applied Sciences*, vol. 11, no. 4, p. 1554, 2021.

[9] A. Lelekov, "Estimation of the cubesat's available energy for free-orientation scenario," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 36, no. 12, pp. 6–14, 2021.

[10] G. M. Marcelino, E. Morsch Filho, S. V. Martinez, L. O. Seman, and E. A. Bezerra, "In-orbit preliminary results from the open-source educational nanosatellite floriposat-i," *Acta Astronautica*, vol. 188, pp. 64–80, 2021.

[11] E. M. Filho, L. O. Seman, C. A. Rigo, V. d. P. Nicolau, R. G. Ovejero, and V. R. Q. Leithardt, "Irradiation flux modelling for thermal-electrical simulation of cubesats: Orbit, attitude and radiation integration," *Energies*, vol. 13, no. 24, p. 6691, 2020.

[12] D. Gilmore and M. Donabedian, *Spacecraft Thermal Control Handbook*. Aerospace Press, 2002.

[13] G. Peterson, *An introduction to heat pipes: modeling, testing, and applications*, ser. Wiley series in thermal management of microelectronic & electronic systems. Wiley, 1994.

[14] H. J. van Gerner, H. Brouwer, Z. de Groot, and J. Guo, "Water-filled heat pipes for cubesat thermal control," *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, vol. 1139, no. 1, p. 012003, apr 2021.

[15] X. H. Nguyen and M. P. Nguyen, "Mathematical modeling of photovoltaic cell/module/arrays with tags in matlab/simulink," *Environmental Systems Research*, vol. 4, no. 1, p. 24, 2015.

[16] L. Slongo, S. Martínez, B. Eiterer, T. Pereira, E. Bezerra, and K. Paiva, "Energy-driven scheduling algorithm for nanosatellite energy harvesting maximization," *Acta Astronautica*, vol. 147, pp. 141–151, 2018.