

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA

"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"

CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

FELIPE TEODORO MENDES

SIMULAÇÃO TERMO-ELÉTRICA DE CUBESAT

São João da Boa Vista

2024

Felipe Teodoro Mendes

SIMULAÇÃO TERMO-ELÉTRICA DE CUBESAT

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica .

Orientador: Profº Dr. Edemar Morsch Filho

São João da Boa Vista

2024

M538s Mendes, Felipe Teodoro
SIMULAÇÃO TERMO-ELÉTRICA DE CUBESAT / Felipe
Teodoro Mendes. -- São João da Boa Vista, 2024
57 p. : il., tabs., fotos

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia
Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade
de Engenharia, São João da Boa Vista
Orientador: Edegar Morsch Filho

1. Engenharia aeroespacial. 2. Calor Transmissão. 3. Radiação
solar. 4. Satélites artificiais. 5. Baterias de lítio. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da Universidade
Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista. Dados fornecidos
pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

SIMULAÇÃO TERMO-ELÉTRICA DE CUBESAT

Aluno: Felipe Teodoro Mendes
Orientador: Prof. Dr. Edemar Morsch Filho

Banca Examinadora:

- Edemar Morsch Filho (Orientador)
- Caio Fernando Rodrigues dos Santos (Examinador)
- Kleber Vieira de Paiva (Examinador)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Processo nº 283/2023)
--

São João da Boa Vista, 05 de julho de 2024

Aos meus pais, que abdicaram de seus sonhos para que pudessem me ver realizando os meus.

AGRADECIMENTOS

À minha mãe, Solange Teodoro, que sempre me incentiva a buscar meus objetivos e me acompanha durante todas as fases de minha jornada. Ao meu pai, Americo Mendes, por todos os valores e ensinamentos transmitidos durante minha vida, me inspiro diariamente no senhor. Agradeço-os por criarem os meios para que eu pudesse vivenciar a graduação longe de casa, em uma universidade pública.

Ao meu irmão de quatro patas, Bruce, por completar a minha vida e a de nossos pais com o mais puro e honesto amor. Você é, e sempre será, o nosso bom garoto.

Aos meus avós, Creuza Teodoro e Antonio Teodoro, obrigado pela recepção carinhosa e cheia de amor todas as vezes que retorno para Santos. O lar de vocês continua sendo um porto seguro para mim.

Às minhas tias, Simone Teodoro e Soraya Teodoro, obrigado por preencherem minha vida com muito afeto e celebrarem a cada nova conquista alcançada por mim.

Aos meus tios, Marcus Vinicius e Sergio Suzano, que sempre me apoiaram e se mostraram dispostos a ajudar no que fosse necessário.

Aos meus primos, Gabriel Teodoro e Mateus Teodoro, obrigado por todas as aventuras e brincadeiras. Contem comigo para o que precisarem.

Às minhas amigas de infância de Santos, Laura Lamouche e Giovanna Ávila, agradeço por sempre celebrarem minhas conquistas e por melhorarem as noites dos meus finais de semana. Vocês são parte essencial de quem estou me tornando.

Aos meus amigos de Presidente Prudente, Guilherme Godoi, Lucas Azevedo e Gabriel Santos, agradeço pela amizade de vocês ao longo dos mais de 10 anos e por tornarem as noites de pandemia mais agradáveis. Vocês são a prova de que *videogames* são muito mais do que apenas jogos.

Aos meus amigos da universidade, Filipe Valentim, Lucas Tazitu e Vinícius Altarni, obrigado por todos os bons momentos vividos durante os anos de faculdade e por fazerem a rotina universitária mais leve e com boas risadas.

Ao meu orientador, Prof^o. Dr. Edegar Morsch Filho, por toda a paciência e acolhimento durante o desenvolvimento deste trabalho. Sou extremamente grato por todo o conhecimento compartilhado e tempo disponibilizado para encontrar soluções para as dificuldades enfrentadas. Por meio da frase de Albert Einstein, "A tarefa essencial do professor é despertar a alegria de trabalhar e de conhecer", posso dizer que me sinto privilegiado por tê-lo como professor e amigo.

Ao Prof^o. Dr. Julian A. A. Diaz, pelo incentivo para realizar minha primeira iniciação científica e por me orientar ao longo de 2 anos de pesquisa na área de materiais.

À Prof^a. Dra. Leandra Isabel de Abreu, pela orientação na minha iniciação científica voltada para o desenvolvimento de um novo projeto aeronáutico.

Ao Prof^o. Dr. Laio Oriel Seman, da UFSC pela indicação para a bolsa CNPq, que foi fundamental para a conclusão deste projeto.

Por fim, ao CNPq, pela bolsa de iniciação científica.

*"Não estragues o que tens desejando o que não tens; lembra-te de que o que agora tens esteve entre
as coisas que apenas esperavas."
(Epicuro)*

RESUMO

O uso de Cubesats para missões espaciais tem se tornado cada vez mais comum graças a versatilidade e baixo custo associado, fazendo com que sejam amplamente utilizados em projetos de universidades ao redor de todo o mundo. Entretanto, o gerenciamento térmico de CubeSats em órbita precisa ser avaliado com cautela, em virtude de possuírem áreas externas de tamanho reduzido, que limita a sua capacidade de absorver e emitir calor. Além disso, as suas dimensões pequenas restringem a produção de energia elétrica por parte dos painéis fotovoltaicos e devem ser levadas em consideração no desenvolvimento do projeto. Dessa forma, o presente trabalho buscou avaliar a capacidade de geração de energia elétrica e as temperaturas experienciadas por um CubeSat durante toda sua trajetória ao redor da Terra, analisando seu comportamento para diferentes condições de atitudes, órbitas, absorptividades e emissividades. Por meio de análises em CFD no ANSYS CFX, foi possível obter os resultados de temperatura para os múltiplos cenários, além de seu impacto na geração de energia do satélite, onde é possível verificar a influência de diferentes parâmetros no campo de temperatura e energia gerada. De maneira geral, quanto maior a razão entre a absorptividade e emissividade das superfícies externas, mais elevadas serão as temperaturas observadas, sendo este cenário prejudicial para a geração de energia, principalmente quando o painel fotovoltaico opera sob uma tensão próxima ao do circuito aberto da célula solar. As análises também consideram a geração interna de calor pelas baterias do CubeSat, onde observou-se a sua temperatura resultante em função da corrente utilizada.

Palavras-Chave: simulação; cubesat; transferência de calor; painel fotovoltaico; bateria

ABSTRACT

The use of CubeSats for space missions has become increasingly common thanks to their versatility and low cost, making them widely used in university projects around the world. However, the thermal management of CubeSats in orbit needs to be evaluated with caution, as they have small external areas, which limits their ability to absorb and emit heat. In addition, their small size restricts the production of electricity by photovoltaic panels and must be taken into account during the development phase of the satellite. In this context, this research sought to evaluate the capacity to generate electricity and the temperatures experienced by a CubeSat throughout its trajectory around the Earth, analyzing its behavior for different conditions of attitudes, orbits, absorptivities and emissivities. Through CFD analysis in ANSYS CFX, it was possible to obtain temperatures results for multiples scenarios, as well as their impact on satellite's energy generation, where it is possible to verify the influence of different parameters on the temperature field and the energy generated. Generally speaking, higher the ratio between the absorptivity and emissivity of the external surfaces, higher were the temperatures observed. This scenario is detrimental to energy generation, especially when the photovoltaic panel operates under a voltage close to the open circuit voltage of the cell. The analysis also take into account the internal heat generation by the batteries of the CubeSat, where it is possible to observe the resulting temperatures as a function of the electrical current applied.

Keywords: simulation; cubesat; heat transfer; photovoltaic panel; battery

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Exemplos de satélites	16
Figura 2	Estatística dos lançamentos de nanossatélites até o ano de 2023	19
Figura 3	Satélite Jupiter 3 da Hughes lançado pela SpaceX em 2023	20
Figura 4	Tamanhos de CubeSats	20
Figura 5	FloripaSat-I em processo de integração	21
Figura 6	Histórico de satélites lançados até 2023 e previsões até 2027	22
Figura 7	Subsistemas dos satélites	22
Figura 8	Sistemas de alimentação de nanossatélites	23
Figura 9	Potência para diferentes fluxos de radiação e temperaturas, em função da tensão	24
Figura 10	Transferência de calor em satélites	25
Figura 11	Ilustração do funcionamento de um tubo de calor	26
Figura 12	Ilustração de um tubo de calor com condutância variável (VCHP)	26
Figura 13	Dados de temperaturas reais para CubeSats em órbita	29
Figura 14	GOLDS-UFSC	30
Figura 15	Principais partes do CubeSat	31
Figura 16	Comportamento da radiação incidente em uma superfície	33
Figura 17	Circuito equivalente da célula solar	36
Figura 18	Órbitas avaliadas	39
Figura 19	Atitudes avaliadas	39
Figura 20	Radiação térmica total	40
Figura 21	Radiação solar	41
Figura 22	Temperatura dos painéis fotovoltaicos e bateria para $\alpha = 0,3$, $\epsilon = 0,3$ e $I = 0 \text{ A}$.	42
Figura 23	Gradiente de temperatura dos painéis fotovoltaicos	44
Figura 24	Temperatura dos painéis fotovoltaicos e bateria, órbita com eclipse e atitude Nadir	44
Figura 25	Gradiente de temperatura dos painéis fotovoltaicos para diferentes α e ϵ	45
Figura 26	Gradiente de temperatura para diferentes partes do CubeSat	46
Figura 27	Potências geradas pelos painéis fotovoltaicos para $\alpha = 0,3$, $\epsilon = 0,3$ e $V_{PV} = 2,3 \text{ V}$	47
Figura 28	Potências para diferentes absorvidades e emissividades, com $V_{PV} = 2,3 \text{ V}$. . .	48
Figura 29	Geração de energia em cada painel fotovoltaico, para $\alpha = 0,7$, $\epsilon = 0,3$ e $V_{PV} = 2,3 \text{ V}$	48
Figura 30	Curva característica do painel fotovoltaico utilizado	49
Figura 31	Potências geradas pelos painéis fotovoltaicos para diferentes tensões V_{PV} . . .	49
Figura 32	Potências totais geradas pelo CubeSat 2U ao longo de uma órbita, para $\alpha/\epsilon =$ 0,3/0,3	50
Figura 33	Gráfico de On/Off da bateria e SoC ao longo da órbita	51
Figura 34	Temperatura da bateria para correntes variadas	52

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Classificação de satélites de acordo com sua massa	18
Tabela 2 – Limites operacionais de temperatura dos componentes	27
Tabela 3 – Teste de independência de malha	31
Tabela 4 – Propriedade dos materiais	35
Tabela 5 – Constantes das equações para o modelo do painel fotovoltaico	37
Tabela 6 – Temperaturas extremas	43
Tabela 7 – Temperaturas extremas para diferentes valores de absorvidade e emissividade . .	45
Tabela 8 – Potências totais geradas para os diferentes cenários avaliados	50

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
COPUOS	<i>Committee on the Peaceful Uses of Outer Space</i>
EPS	<i>Electrical Power System</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
FDM	<i>Finite Difference Method</i>
FEM	<i>Finite Element Method</i>
FVM	<i>Finite Volume Method</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
ICBM	<i>Intercontinental Ballistic Missile</i>
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
PCB	<i>Printed Circuit Boards</i>
UFABC	Universidade Federal do ABC
UFMG	Universidade Federal de Minas Gerais
UFSC	Universidade Federal de Santa Catarina
UFSM	Universidade Federal de Santa Maria
UnB	Universidade de Brasília
URSS	União das Repúblicas Socialistas Soviéticas
VCHP	<i>Variable Conductances Heat Pipes</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Coeficiente de albedo [-]
A	Área [m ²]
$A_{Sat \rightarrow Sol}$	Área do satélite exposta e projetada na direção do Sol [m ²]
$A_{Sat \rightarrow Terra}$	Área do satélite exposta e projetada na direção da Terra [m ²]
c_p	Calor específico à pressão constante [J/kg.K]
f	Termo que modela a reflexão dos raios solares pela superfície terrestre [-]
I	Corrente de carga e descarga [A]
I_{DI}	Corrente de saturação inversa do diodo [A]
I_{ph}	Corrente de fonte [A]
I_{PV}	Corrente da célula solar [A]
I_{RP}	Corrente do resistor em paralelo [A]
I_S	Corrente de saturação [A]
I_{SC}	Corrente de curto circuito [A]
k	Condutividade térmica [W/m.K]
$\bar{k}$	Constante de Boltzmann [m ² kg/s ² K ¹]
P	Potência [W]
P_{total}^*	Potência total do CubeSat 1U [W]
P_{total}	Potência total do CubeSat 2U [W]
q	Carga do elétron [C]
$\dot{q}$	Termo fonte [W/m ³]
$\dot{q}_b$	Taxa de geração de calor da bateria [W/m ³]
Q_0''	Fluxo de radiação solar de referência [W/m ²]
Q_{alb}	Taxa de radiação de albedo absorvida pelo painel solar [W]
Q_c	Capacidade nominal da bateria [Ah]
Q_{IR}	Taxa de calor por radiação infravermelha [W]

Q_S	Fluxo de radiação emitida pelo Sol [W/m^2]
$Q_{Sat \rightarrow Esp}$	Fluxo de calor do satélite para o espaço [W/m^2]
Q_{Sol}	Taxa de radiação solar absorvida pelo painel solar [W]
Q_{Terra}	Fluxo de calor emitido pela superfície terrestre [W/m^2]
Q''_x	Fluxo de calor na direção x [W/m^2]
R	Resistência da bateria [Ω]
R_p	Resistor em paralelo [Ω]
R_s	Resistor em série [Ω]
SoC	<i>State of Charge</i> [%]
SoC_{in}	Valor inicial da carga [%]
t	Tempo [s]
T	Temperatura [$^{\circ}C$]
T_0	Temperatura de referência [$^{\circ}C$]
T_{Esp}	Temperatura do espaço no vácuo [$^{\circ}C$]
V_{PV}	Tensão do painel fotovoltaico [V]
V_q	Tensão do silício cristalino [V]
V_{OC}	Tensão de circuito aberto [V]
V_b	Volume da bateria [m^3]
$\partial U_O / \partial T$	Coeficiente térmico de entropia [mV/K]
α	Absortividade [-]
ϵ	Emissividade [-]
ζ	Termo para indicar se o satélite se encontra ou não na região do eclipse [-]
η	Fator de idealidade do diodo [-]
ρ	Densidade [kg/m^3]
σ	Constante de Stefan-Boltzmann [$W/m^2 K^4$]

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	Contexto histórico	15
1.2	Motivação	16
1.3	Objetivos	17
1.4	Estrutura do texto	17
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	18
2.1	Falhas em nanossatélites	18
2.2	O padrão CubeSat	19
2.2.1	Os nanossatélites em números	21
2.3	<i>Electrical Power System</i> - EPS	23
2.4	Controle Térmico	25
2.4.1	Trabalhos relacionados	26
3	METODOLOGIA	30
3.1	Geometria	30
3.1.1	Software e parâmetros da malha	31
3.2	Transferência de calor	32
3.2.1	Condução	32
3.2.2	Radiação	32
3.3	Condições de contorno	33
3.3.1	Fluxo Solar	34
3.3.2	Albedo Terrestre	34
3.3.3	Radiação infravermelha	34
3.3.4	Emissão de radiação no espaço	35
3.4	Material	35
3.5	Critério de convergência e parâmetros da simulação	35
3.6	Geração de energia pelo painel fotovoltaico	35
3.7	Bateria	38
3.8	Estudos de caso	38
4	RESULTADOS	42
4.1	Temperatura	42
4.2	Potências	46
4.3	Baterias	50
5	CONCLUSÃO	53
5.1	Ideias para trabalhos futuros	53

REFERÊNCIAS	54
--------------------	-----------

1 INTRODUÇÃO

De modo a aumentar a segurança nas condições de operação dos satélites em órbita, a busca pela melhor otimização e disposição dos componentes eletrônicos em seu interior, visando extrair a maior potência pelos painéis fotovoltaicos sem prejudicar as temperaturas de operação dos componentes, corresponde a um ramo muito estudado, uma vez que no ambiente espacial, as temperaturas experienciadas pelos satélites podem ser extremas e correspondem a um dos principais fatores de falhas em nanossatélites.

Devido à pequena área disponível nos nanossatélites, é necessário buscar meios que garantam a capacidade de geração de energia elétrica, usualmente através de células fotovoltaicas, sem que haja um aumento significativo nas temperaturas do satélite.

1.1 CONTEXTO HISTÓRICO

A corrida espacial foi responsável pelo grande investimento em pesquisa e desenvolvimento de novas tecnologias em diversos setores, tendo seu início marcado pelo lançamento do primeiro satélite artificial da Terra, o Sputnik I, pela União das Repúblicas Socialistas Soviéticas (URSS), no ano de 1957, através de uma versão modificada do primeiro míssil balístico intercontinental (ICBM), R-7 Semyorka. O êxito na missão do satélite soviético em emitir simples ondas de rádio do espaço, por meio de suas 4 antenas e que pudessem ser captadas por todos aqui na Terra, fez com que o então presidente dos Estados Unidos da América (EUA), Dwight D. Eisenhower, anunciasse em 1958 o lançamento do primeiro satélite americano, o Explorer 1, além de propor ao Congresso americano a criação da Agência Espacial Nacional, NASA (FIGINI, 2020).

A busca pela hegemonia global e do espaço sideral entre as superpotências da época fez com que, no ano de 1959, a Assembleia Geral da Organização das Nações Unidas criasse o Comitê das Nações Unidas para o Uso Pacífico do Espaço Exterior (COPUOS), com o objetivo de regulamentar as atividades civis para uso pacífico do espaço exterior, desenvolvendo programas e incentivando pesquisas para descoberta de novas informações sobre o espaço ultraterrestre (BORGES, 2021).

No entanto, os avanços promovidos pela corrida armamentista resultaram na produção e lançamento de diversos satélites com o intuito de espionagem e vantagem militar estratégica. Contudo, os impactos tecnológicos causados pela corrida espacial fulguram até os dias de hoje no cotidiano das pessoas, por meio do uso de computadores, internet, telescópios e GPS (PEREIRA, 2022).

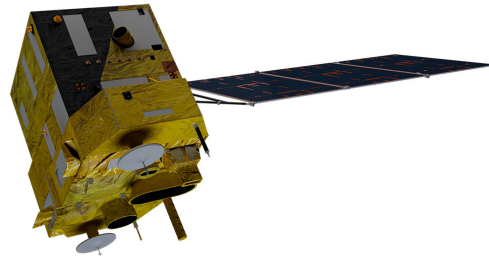
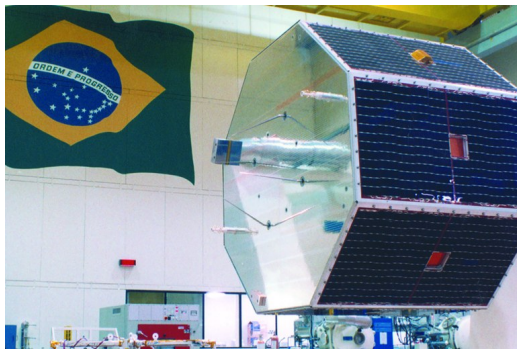
Após o pouso do homem na Lua e o respectivo colapso da URSS, a verba destinada aos programas aeroespaciais foi reduzida, uma vez que os custos elevados para lançamento de veículos espaciais e satélites não eram mais justificáveis (SCHOENI et al., 1996). Dessa forma, houve a necessidade de buscar meios economicamente viáveis e de maior confiabilidade para posicionar dispositivos em órbita. Sendo assim, na década de 1990, foram iniciadas as discussões sobre a construção de nanossatélites como uma solução para o problema do baixo orçamento e aumento de conhecimento prático dos alunos das universidades (CENTRO DE GESTÃO E ESTUDOS ESTRATÉGICOS - CGEE, 2018).

O primeiro lançamento de CubeSat, que é uma categoria vista dentro dos nanossatélites, ocorreu em 30 de junho de 2003, colocando em órbita nanossatélites dinamarqueses, japoneses, canadenses e norte-americanos. O primeiro uso de um CubeSat para missão científica surgiu através do Centro de Pesquisa Ames, da NASA. Em 2006, o grupo *Biological CubeSat*, lançou o GeneSat-1 para condução de experimentos biológicos no espaço e o sucesso da missão acarretou em grande aceitação da ideia de nanossatélites e CubeSats por parte da comunidade científica e da NASA (FOUNDATION, 2022).

Para exemplificar, a Figura 1 ilustra alguns satélites, com sua massa e ano, onde observa-se a significativa miniaturização que já se alcançou em missões satelitais. Vale salientar que o tamanho e massa dos satélites são consequência da missão a ser executada, sendo que ainda hoje satélites de grande porte continuam sendo desenvolvidos, porém estes em menor quantidade do que os de menor porte.

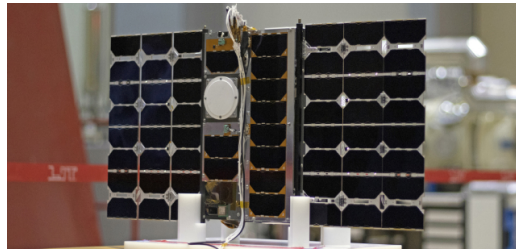
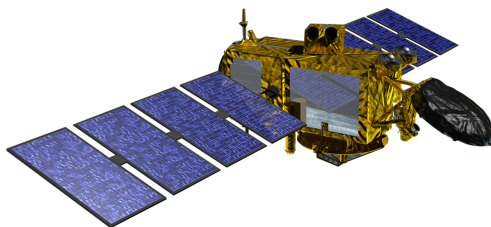
Figura 1 – Exemplos de satélites

(a) SCD-1 - 115 kg - 1993 (INPE, 2013) (b) CBERS 4 - 2080 kg - 2014 (INPE, 2014)



(c) Jason-3 - 525 kg - 2016 (NASA, 2016)

(d) VCUB-1 - 12 kg - 2023 (VISIONA, 2023)



Fonte: Elaborado pelo autor.

1.2 MOTIVAÇÃO

Os estudantes de engenharia da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) estão desenvolvendo um novo satélite nos padrões CubeSat, tamanho 2U (tamanho de 200 mm × 100 mm × 100 mm e massa de 2 kg) para ser lançado em órbita, chamado GOLDS-UFSC, cuja missão é educacional e tem como objetivo envolver os alunos em todos os processos de projeto e operação de um satélite (SPACELAB, 2024). Desta forma, para que a missão atinja todos os seus objetivos, faz-se necessário uma série de ensaios no que se refere ao subsistema de energia EPS (*Electrical Power System*), que é composto, entre outros componentes, pelos painéis fotovoltaicos e bateria, assim como do subsistema de controle térmico. Portanto, análises referentes à sua capacidade de geração de energia e níveis

de temperatura são fundamentais para minimizar a ocorrência de falhas em órbita e garantir uma performance adequada do satélite.

Uma ferramenta útil nesse sentido é a análise em CFD, que permite determinar campos de temperatura transientes em diversas partes do satélite e, conseqüentemente, auxiliar no dimensionamento do subsistema de controle térmico do satélite. Por meio dessas análises também é possível arquitetar outros subsistemas do satélite, como por exemplo o EPS, pois os níveis de temperatura influenciam na eficiência de um painel fotovoltaico, assim como no ciclo de vida de um painel e também de uma bateria. Vale salientar que testes experimentais em satélites são difíceis de serem executados com as condições encontradas em órbita, que incluem simultaneamente o vácuo quase perfeito, condição de microgravidade, baixas temperaturas e elevadas radiações. Portanto simulações em CFD são fundamentais para auxiliar no desenvolvimento de uma missão.

1.3 OBJETIVOS

Diante do exposto anteriormente, o principal objetivo deste trabalho é simular numericamente a transferência de calor em um CubeSat, e o seu impacto na geração de energia pelos painéis fotovoltaicos. Além disso, os objetivos específicos são:

- Obter o campo de temperatura no CubeSat para típicos cenários encontrados em órbita;
- Modelar e estimar a geração de energia produzida pelas células fotovoltaicas;
- Investigar o impacto da emissividade e absortividade de radiação térmica e na potência elétrica gerada;
- Avaliar o comportamento térmico da bateria sob diferentes condições de uso.

1.4 ESTRUTURA DO TEXTO

Este trabalho apresenta, em seu Capítulo 2, a Revisão Bibliográfica, onde consta uma análise geral sobre o processo de democratização do acesso ao espaço, além das vantagens acadêmicas e econômicas do desenvolvimento e lançamento de nanossatélites em universidades, e trabalhos similares que já foram desenvolvidos por outros autores. Na seção de Metodologia (Capítulo 3), são tratados os tópicos relacionados com a geometria, as condições de contorno para o problema térmico, os modelos termo-elétricos dos painéis fotovoltaicos e bateria, finalizando com os estudos de caso deste trabalho. No Capítulo 4 são apresentados os resultados, que incluem principalmente os campos de temperatura e limites extremos observados em diferentes cenários de órbita, atitude e propriedades superficiais de radiação, assim como a geração de energia transiente para os painéis fotovoltaicos e a temperatura da bateria para diferentes correntes elétricas de descarga. Por fim, no Capítulo 5, as principais conclusões do trabalho e sugestões para trabalhos futuros serão descritas.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Este capítulo apresenta uma visão geral sobre a história do desenvolvimento do padrão dos CubeSats e suas variações, além de comentar brevemente sobre os satélites elaborados por universidades brasileiras. O capítulo também demonstra o crescimento dos lançamentos de nanossatélites com o decorrer dos anos e parte dos desafios encontrados durante as fases de projeto. Por fim, é feita uma discussão geral sobre outros trabalhos relacionados à análises termo-elétricas de CubeSats.

2.1 FALHAS EM NANOSSATÉLITES

Antes de apresentar dados a respeito de falhas, é importante esclarecer que os satélites podem ser categorizados de acordo com sua massa, conforme a Tabela 1.

Tabela 1 – Classificação de satélites de acordo com sua massa

Classificação	Massa
Femto-satellite	0,01-0,1 kg
Pico-satellite	0,1-1 kg
Nano-satellite	1-10 kg
Micro-satellite	10-100 kg
Mini-satellite	100-500 kg
Medium-satellite	500-1000 kg
Large-satellite	> 1000 kg

Fonte: Adaptado de Van et al. (2020).

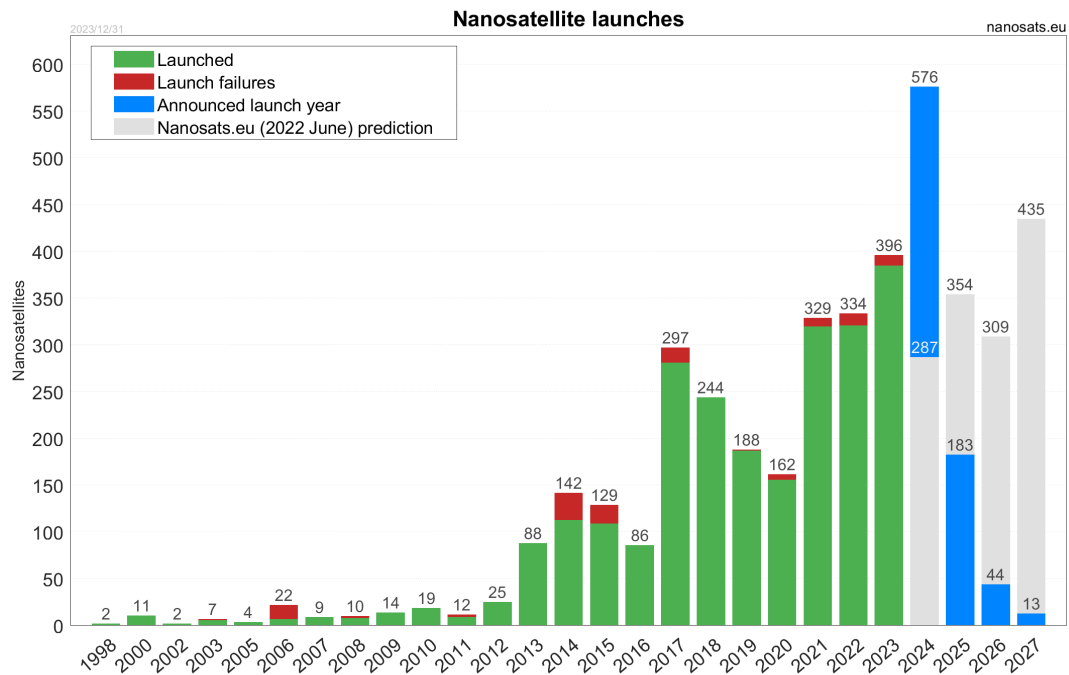
Ainda que o satélite seja de pequeno porte, como os nanossatélites, este também possui dezenas de circuitos com diversos microprocessadores, sendo estes responsáveis pelo controle de atitude, telemetria, sistemas propulsivos, temperatura, energia, entre outros. O mau funcionamento de algum destes sistemas pode ser responsável por uma falha parcial ou completa da missão. Enquanto a falha completa da missão compreende à problemas técnicos que inviabilizam o satélite de completar o mínimo de sua missão, as falhas parciais correspondem à problemas que afetam a operação planejada para o satélite como falhas de componentes ou redução no tempo de vida em órbita.

De acordo com Jacklin (2019), em seu estudo sobre a taxa de falhas em satélites de pequeno porte, até o ano de 2016, 41,3% de todos os satélites desta categoria enfrentaram falhas totais ou parciais, sendo 6,1% destas falhas causadas por falhas no veículo de lançamento, 11% corresponde a falhas parciais do nanossatélite e os 24,2% restantes representam as falhas totais da missão espacial.

A Figura 2 ilustra uma outra estatística de todos os lançamentos de nanossatélites realizados até 2023, onde observa-se que com o aumento do número de satélites lançados, as falhas consequentemente também aumentaram, embora estas não ocorram na mesma proporção.

Nesse sentido, vale salientar que o aumento da complexidade nos requisitos das missões espaciais modernas também resultaram em novos desafios para a operação, manutenção e longevidade das missões utilizando satélites. Assim, a utilização de nanossatélites torna o problema ainda mais desafiador, por exemplo em virtude da sua limitação de massa, volume e área externa disponível para alocação

Figura 2 – Estatística dos lançamentos de nanossatélites até o ano de 2023



Fonte: KULU (2024).

dos painéis fotovoltaicos que geram energia, dissipar calor e integrar diferentes subsistemas que seriam usuais para os grandes satélites é de extrema complexidade para os pequenos satélites (JUNIOR, 2017; SEBASTIAN; BABY, 2018). Vale salientar também que as condições de operação resultantes dos nanossatélites acabam sendo influenciadas por essas limitações, como por exemplo a geração de energia pelo efeito fotovoltaico, uma vez que este fenômeno é menos eficiente sob temperaturas mais altas (DEHBONEI; LEE; NEHRIR, 2009).

Portanto, a realização de ensaios em bancadas e análises, antes do lançamento, são extremamente importantes para a redução de eventuais riscos que possam inviabilizar a concretização da missão espacial. Dessa forma, é fundamental para o sucesso das missões a realização de diversas simulações em CFD (*Computational Fluid Dynamics*) visando dimensionar subsistemas e verificar o seu funcionamento, assim como auxiliar na obtenção do comportamento adequado enquanto estiver em órbita.

2.2 O PADRÃO CUBESAT

Desde a democratização do espaço pelo Comitê das Nações Unidas para o Uso Pacífico do Espaço Exterior (COPUOS) em 1959, diversos avanços tecnológicos no setor aeroespacial foram realizados, tornando possível colocar satélites cada vez maiores e de maiores massas em órbita, como o maior satélite artificial de comunicação construído até o momento em que este trabalho foi escrito, o Jupiter 3, pesando mais de 9.000 kg, em Julho de 2023 (SPACEX, 2023). A Figura 3 mostra o satélite geoestacionário em fase de montagem.

Figura 3 – Satélite Jupiter 3 da Hughes lançado pela SpaceX em 2023

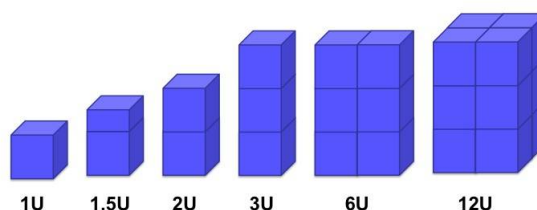


Fonte: Hughes (2023).

A construção e operação de um satélite deste porte exige um orçamento significativo e vários anos de desenvolvimento, sendo inviável para diversos países. Visando tornar o espaço ainda mais acessível, Jordi Puig-Suari e Bob Twiggs, professores da California Polytechnic State University e Stanford University, respectivamente, propõem em 1999 a criação de um satélite padronizado de pequeno porte e com baixo custo de fabricação, com o intuito de proporcionar à alunos de graduação e pós-graduação a oportunidade de participarem diretamente de todas as fases de desenvolvimento de um satélite, desde a sua concepção até sua operação no espaço e posterior descarte. Este modelo padronizado de satélite foi intitulado de CubeSat (CENTRO DE GESTÃO E ESTUDOS ESTRATÉGICOS - CGEE, 2018).

Os CubeSats correspondem à um padrão de satélite, cujo formato deve ser cúbico, com dimensão de $100\text{ mm} \times 100\text{ mm} \times 100\text{ mm}$ para a unidade (1U) e massa de até 1,33 kg (CALPOLY, 2022). A padronização do seu formato e o compartilhamento de informações dos projetos de CubeSats proporcionam diversas vantagens, como a compatibilidade entre projetos e a possibilidade da utilização de componentes eletrônicos comerciais, reduzindo o preço de fabricação. Além disso, o compartilhamento de veículos lançadores por vários CubeSats faz com que os preços de lançamentos sejam extremamente baixos quando comparados aos satélites lançados individualmente. No entanto, há também outros tamanhos de CubeSats, conforme Figura 4, sendo estas variações baseadas no padrão 1U.

Figura 4 – Tamanhos de CubeSats

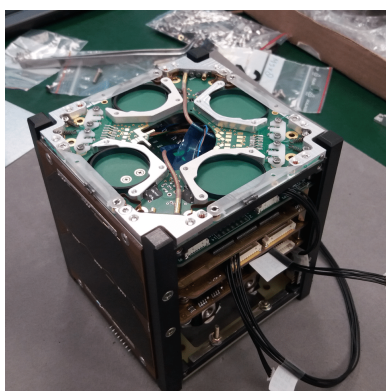


Fonte: NASA (2024).

Dentre as universidades brasileiras que já desenvolveram CubeSats, a Universidade Federal de Santa Maria (UFSM) é a pioneira com o NanosatC-BR1, feito em parceria com o Instituto Nacional

de Pesquisas Espaciais (INPE), sendo lançado e colocado em órbita no ano de 2014 com o objetivo de monitorar, em tempo real, os distúrbios observados na magnetosfera terrestre sobre o território brasileiro e seus efeitos nas grandes regiões da Anomalia Magnética do Atlântico Sul e do Eletrojato da Ionosfera Equatorial (COSTA, 2008). Diversas outras universidades do Brasil já se interessaram no conceito de CubeSats e criaram os seus próprios nanossatélites, dentre eles o AESP-14 e o ITASAT-1, ambos desenvolvidos pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) em parceria com o INPE, o SERPENS, feito pela Universidade de Brasília (UnB) e auxiliado pela Universidade Federal do ABC (UFABC), Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG) e UFSM, o UbatubaSat, feito pela escola pública da cidade litorânea de Ubatuba, em São Paulo, em parceria com o INPE, e o FloripaSat-I (Figura 5), feito pela Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) e lançado no ano de 2019, possuindo como missão principal a demonstração tecnológica e validação em órbita de subsistemas (AEB, 2020).

Figura 5 – FloripaSat-I em processo de integração



Fonte: SpaceLab (2020).

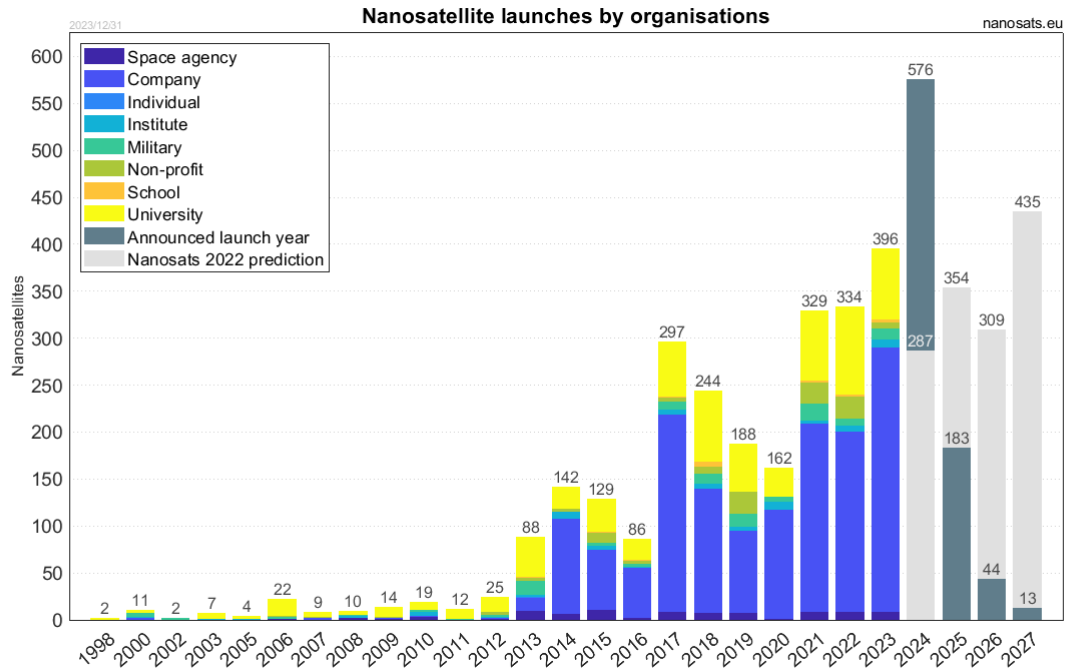
2.2.1 Os nanossatélites em números

De acordo com Paikowsky (2017), o ecossistema aeroespacial foi por muito tempo uma atividade controlada somente por estatais, como a NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) e ESA (*European Space Agency*). Entretanto, de acordo com o autor, as atividades espaciais globais passaram por severas mudanças na última década, causadas pelo aumento do envolvimento da indústria privada no setor. Dentre estas principais mudanças está o desenvolvimento de produtos em menor tempo e com custos menores, além da ideologia do *New Space*, responsável por impulsionar a oferta de serviços que não faziam parte do antigo ecossistema, como viagens espaciais comerciais, foguetes reutilizáveis, serviços *in-orbit* e constelações de nanossatélites. Neste contexto, projetos de exploração espacial acabaram por alavancar o crescimento de indústrias privadas do setor, como a SpaceX, por volta do ano de 2010 (SANTOS, 2021). Dessa forma, na contramão do uso de satélites cada vez maiores, a nova vertente de pequenos satélites começou a ganhar visibilidade e interesse por pesquisadores e empresas do mundo todo.

Analisando a Figura 6 é possível comprovar que, à partir de 2014, as empresas do setor privado correspondem as organizações que mais realizam lançamentos anuais de nanossatélites. Além disso, também é possível notar que as universidades, onde os CubeSats são amplamente utilizados,

encontram-se logo após o setor privado em número de lançamentos, validando portanto, a efetividade da metodologia de nanossatélites de baixo custo e da revolução tecnológica causada pelo *New Space*, democratizando o acesso ao espaço para pesquisadores e estudantes de diversos países.

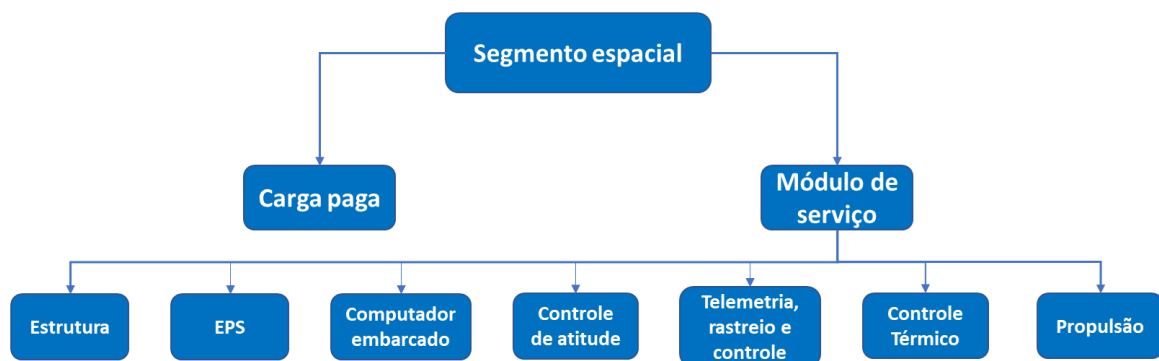
Figura 6 – Histórico de satélites lançados até 2023 e previsões até 2027



Fonte: KULU (2024).

Independente do tamanho do satélite, em geral todos eles são formados por um conjunto de subsistemas, conforme Figura 7. Cada um desses subsistemas possui uma função dentro da missão, sendo aqui apenas destacado o *Electrical Power System* (EPS) e o Controle Térmico.

Figura 7 – Subsistemas dos satélites



Fonte: Elaborado pelo autor.

O objetivo do EPS é gerar, armazenar, regular e distribuir, a energia elétrica que o satélite necessita para completar os requisitos da missão. Ele é dividido em fontes de energia primária e secundária, representadas pelos painéis solares e bateria, respectivamente. Os painéis solares correspondem ao arranjo de dezenas de células solares individuais, sendo capazes de gerar de alguns watts até dezenas de

quilowatts. Já as baterias são utilizadas para o sistema secundário de geração de energia, fornecendo-a em períodos em que o sistema primário não se encontra disponível, como nas fases de eclipse. Dessa forma, as baterias fornecem energia durante a ausência de incidência solar no satélite e são recarregadas durante o período em que há incidência (CAPPELLETTI; BATTISTINI; MALPHRUS, 2020).

O objetivo do controle térmico é o de garantir a operação dos equipamentos eletrônicos e mecânicos dentro dos limites operacionais de temperatura, de forma eficiente e confiável. Determinados equipamentos usados nos satélites são mais eficientes quando operam em temperaturas próximas da temperatura ambiente na Terra. Em geral, equipamentos eletrônicos no espaço precisam ser mantidos em uma faixa de temperatura entre -15°C e $+50^{\circ}\text{C}$, enquanto que as baterias devem estar entre 0°C e $+20^{\circ}\text{C}$ (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011).

Este trabalho tem como foco principal a geração de energia e os níveis de temperatura encontrados em órbita, principalmente nos painéis fotovoltaicos e bateria. As próximas seções apresentam mais detalhes sobre esses temas.

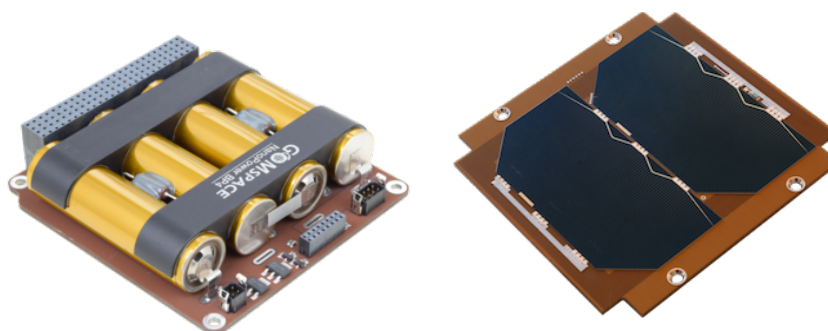
2.3 ELECTRICAL POWER SYSTEM - EPS

Como mencionado anteriormente, o Painei Fovoltaico (PV) e a bateria recarregável são dois componentes amplamente encontrados em projetos de satélite. Apenas para exemplificar, a Figura 8 apresenta um modelo de painel fotovoltaico e bateria de íon-lítio comumente vistos em CubeSats 1U.

Figura 8 – Sistemas de alimentação de nanossatélites

(a) NanoPower BP4

(b) Painei solar P110

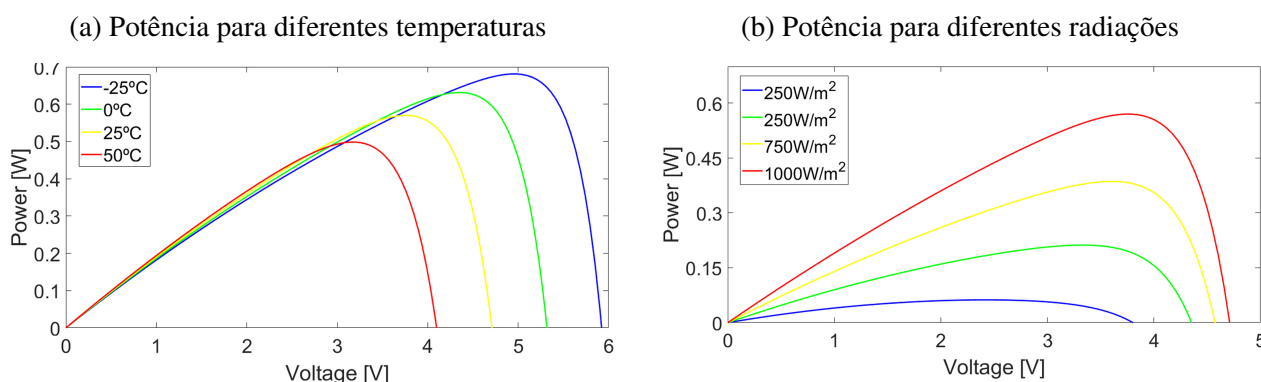


Fonte: GOMSPACE (2024).

De fato, o painel fotovoltaico, usualmente também chamado de painel solar, é o dispositivo mais utilizado no fornecimento de energia elétrica em satélites artificiais que orbitam a Terra. Esta tecnologia é capaz de absorver a energia emitida pelo Sol na forma de radiação e convertê-la em energia elétrica por meio do fenômeno fotovoltaico, que ocorre quando ondas eletromagnéticas de diferentes comprimentos de onda incidem sobre uma placa de materiais semicondutores (AMARANTE et al., 2019; CARRACE et al., 2022). O silício e germânio estão entre os materiais mais utilizados na construção de uma célula fotovoltaica, e estas são molduradas em uma espécie de sanduíche com outros materiais, como alumínio, vidro, encapsulante E.V.A, material de base, entre outros.

Contudo, além dos materiais utilizados na construção de um painel solar, a geração de energia pelo efeito fotovoltaico também depende da magnitude da irradiância e temperatura das células, conforme Figura 9, onde a potência gerada é mostrada para diferentes fluxos de radiação e temperaturas. Basicamente, um baixo nível de irradiância resulta em uma baixa geração de energia, enquanto que uma elevada temperatura também reduz a capacidade de produzir energia. Portanto, a extração da máxima eficiência dos módulos fotovoltaicos é uma tarefa complexa, que depende de uma combinação adequada de ambos os parâmetros.

Figura 9 – Potência para diferentes fluxos de radiação e temperaturas, em função da tensão



Fonte: Slongo et al. (2020).

Nesse sentido, se o satélite está em uma região sem incidência da luz do Sol, ou seja, em uma posição de eclipse onde a Terra está entre o Sol e o satélite, bloqueando a radiação solar, as baterias são as únicas fontes de energia para alimentar os subsistemas do satélite, e devem fornecer energia até que sejam carregadas novamente. Relevante mencionar que o dimensionamento da bateria é uma tarefa importante no desenvolvimento de uma missão satelital porque o número de ciclos de carga e descarga, assim como a profundidade de descarga e temperatura afetam o seu tempo de vida (AMARANTE et al., 2019).

Além disso, a capacidade de geração de calor e sua respectiva dissipação, é uma tarefa extremamente complexa ao se trabalhar com CubeSats, devido às suas restrições de tamanho e suas limitações de massa. A pequena área externa disponível acaba por ser majoritariamente ocupada por painéis fotovoltaicos, visando a extração da maior quantidade de energia elétrica possível. Contudo, o aumento da temperatura dos painéis solares afeta diretamente na eficiência da capacidade de geração elétrica e na operação dos componentes eletrônicos dentro da faixa segura, que é estabelecida pelo fabricante. Importante ressaltar que a eficiência atual de geração de um painel fotovoltaico é relativamente baixa, próximo de 30 %.

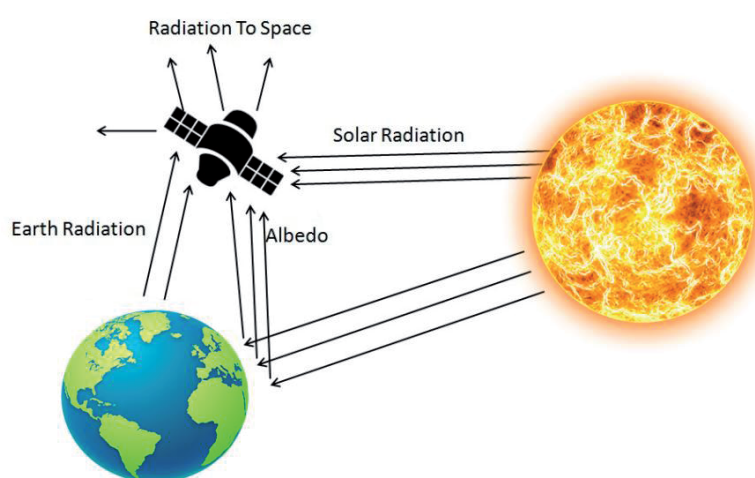
Outra questão que também dificulta a obtenção de energia elétrica pelo efeito fotovoltaico é a atitude do satélite, que refere-se ao seu apontamento e rotação. Ainda que o satélite não esteja sob o eclipse da Terra, determinadas superfícies externas podem não estar expostas na direção do Sol, ou até mesmo podem estar sombreadas por outras partes do próprio satélite. Nesses casos, a capacidade de gerar energia pelo efeito fotovoltaico é limitada pelos painéis projetados na direção do Sol, sendo prejudicada quando os raios solares não atingem a superfície sob um ângulo normal.

2.4 CONTROLE TÉRMICO

Para a melhor compreensão do comportamento térmico do nanossatélite quando este se encontra em órbita, deve-se estudar a influência da temperatura e como é realizada a transferência de calor nestas condições.

De acordo com *Spacecraft Thermal Control Handbook*, de Gilmore (2002), o controle térmico corresponde ao sistema responsável por manter os equipamentos operando dentro dos limites térmicos do projeto. Conforme o mesmo autor, os principais meios de transferência de calor em órbita incluem, a irradiação por raios solares diretos, irradiação pela reflexão dos raios solares pela Terra (Albedo) e a irradiação infravermelha emitida pela Terra, que estão ilustrados na Figura 10.

Figura 10 – Transferência de calor em satélites

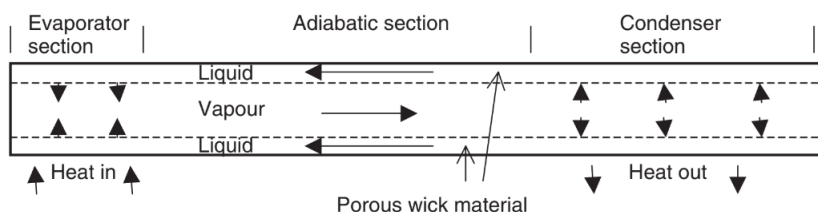


Fonte: Abdelkhalek et al. (2019).

Para o gerenciamento térmico de satélites há duas possibilidades: controle passivo ou controle ativo, sendo que apenas no segundo há o consumo de energia elétrica em sua operação. O controle térmico passivo pode ser feito por meio de acabamentos superficiais obtidos por meio de pinturas, onde esta em geral consiste em aumentar a emissividade. Outra solução viável é o uso de tubos de calor (*heat pipe*), dispositivos que realizam a transferência de calor na forma de calor latente de vaporização, utilizando um fluido de trabalho que circula por uma estrutura porosa, sendo a sua principal vantagem a alta taxa de transporte de calor em baixos gradientes de temperatura, como visto na Figura 11. Por fim, outro método é a utilização de Materiais de Mudança de Fase (*Phase Change Material* - PCM), que auxiliam em situações onde o aumento de capacidade térmica é requerido, como na minimização dos gradientes de temperatura durante eclipses e dissipação de alta potência. Funcionam absorvendo ou liberando calor latente durante as mudanças de fase sólido-líquido (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011).

O controle térmico ativo também é uma alternativa para solucionar os requisitos térmicos dos nanossatélites. O uso de aquecedores controlados por termostatos auxilia em não permitir que as temperaturas ultrapassem os limites mínimos de temperatura do equipamento ou subsistema. Podem ser feitos na forma de resistores compactos montados em placas de metal, cabos coaxiais de metal ou folhas adesivas. Além desse método, o uso de tubos e diodos de condutância variável (VCHPs),

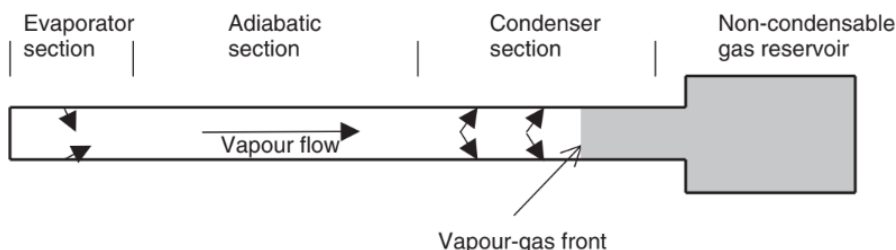
Figura 11 – Ilustração do funcionamento de um tubo de calor



Fonte: Fortescue, Swinerd e Stark (2011).

correspondem a variações do tubo de calor, onde um gás não condensável, em geral o nitrogênio, é usado para bloquear progressivamente a seção do condensador em função da temperatura do evaporador, como visto na Figura 12. Existem também os circuitos fechados de líquidos, amplamente utilizados em automóveis, onde o líquido de arrefecimento é bombeado entre as várias fontes de calor e sumidouros, através de uma bomba centrífuga e seu controle é feito por válvulas.

Figura 12 – Ilustração de um tubo de calor com condutância variável (VCHP)



Fonte: Fortescue, Swinerd e Stark (2011).

Para desenvolver o controle térmico de um satélite, uma etapa fundamental consiste em estimar a transferência de calor que ele terá em órbita. Para isso, no estágio de desenvolvimento inicial de projetos de CubeSats, a abordagem por formulações analíticas fornece resultados gerais, com bastante agilidade e baixo custo. Contudo, com o avanço para fases mais avançadas do projeto, se fazem necessárias abordagens com resultados mais precisos e próximos com os esperados durante a sua operação. Por esse motivo, simulações numéricas são amplamente utilizadas para compreender o comportamento de nanossatélites, sendo capazes de gerar resultados com elevada acurácia e níveis de detalhamento (Morsch Filho; SEMAN; Paulo Nicolau, 2021). Dentre os métodos numéricos disponíveis e mais utilizados para estes problemas, existe o Método das Diferenças Finitas (*Finite Difference Method* - FDM), Método dos Elementos Finitos (*Finite Element Method* - FEM) e Método dos Volumens Finitos (*Finite Volume Method* - FVM).

2.4.1 Trabalhos relacionados

Em decorrência desta popularização dos CubeSats na última década, novos trabalhos e pesquisas começaram a ser desenvolvidas no âmbito de análises e simulações termo-elétricas, em diversas universidades ao redor do mundo. O trabalho de Corpino et al. (2015), mostra que o controle térmico passivo é mais que suficiente para manter os componentes eletrônicos de uso aeroespacial dentro de seus valores operacionais recomendados, como os vistos na Tabela 2. Para chegar nessa conclusão,

os autores implementaram simulações térmicas no MATLAB utilizando FEM, onde foram avaliadas as condições de temperaturas para múltiplas órbitas e seus extremos.

Tabela 2 – Limites operacionais de temperatura dos componentes

Componentes	T_{min} [°C]	T_{max} [°C]
Eletrônicos (PCB)	-40	+85
Bateria (carga)	0	+45
Bateria (descarga)	-40	+60
Estrutura	-40	+85
Células Solares	-100	+100

Fonte: Adaptado de Bulut e Sozbir (2015).

Bulut e Sozbir (2015), analisaram computacionalmente nanossatélites operando em altitudes entre 500 km e 2000 km, considerando um sistema de controle térmico passivo, também obtendo resultados satisfatórios para todos os componentes eletrônicos, com exceção da bateria. Os autores empregaram um modelo nodal baseado na conservação da energia. O trabalho ainda mostrou que as temperaturas dos painéis fotovoltaicos, são extremamente sensíveis ao tipo de material utilizado no revestimento superficial dos painéis. Contudo, assim como Corpino et al. (2015), os autores ressaltam que para condições de temperaturas negativas extremas, o uso de aquecedores para as baterias é recomendado para garantir a operacionalidade em todas as condições durante a órbita, principalmente na fase de eclipse.

Os estudos elaborados por Reiss et al. (2012) e Richmond (2010) também simulam CubeSats em órbita, sendo que estes autores empregam resistências equivalentes para a modelagem do comportamento térmico. Para o primeiro trabalho, o autor comparou os resultados obtidos pelo uso de resistências equivalentes com uma análise feita no software *ESATAN-TMS*, obtendo a mesma distribuição de temperaturas para ambas as análises. Para o segundo estudo, uma ferramenta de software foi desenvolvida a partir da técnica de resistências equivalentes, tendo foco na modelagem do comportamento térmico de pequenos satélites, sendo usado para avaliar o desempenho do satélite CASTOR, da Agência Espacial Canadense, obtendo uma diferença inferior a 5% nas temperaturas superficiais do satélite.

Análises térmicas também foram realizadas para estimar o desempenho do nanossatélite, desenvolvido por alunos da Universidade do Texas. Neste projeto os participantes realizaram ensaios experimentais de ciclo térmico e análises térmicas, sendo que o ciclo térmico foi realizado na Câmara-N no Centro Espacial Johnson, para os cenários de frio e calor extremo, enquanto que as análises térmicas foram realizadas utilizando o Método dos Elementos Finitos (DIAZ-AGUADO et al., 2006). Dentre os resultados, houveram picos de temperaturas que foram similares entre o modelo e os dados dos ensaios experimentais, sendo empregado o uso de manta térmica para auxiliar na manutenção do equilíbrio térmico do satélite na condição de frio extremo, mas que não foi capaz de evitar o superaquecimento da bateria na condição de calor extremo.

Através de um modelo térmico desenvolvido no Matlab, os autores Lyon, Sellers e Underwood (2002) conseguiram em seu trabalho avaliar e verificar o cumprimento dos requisitos estabelecidos para a missão do programa do Falconsat-2, em 2001. Através da ferramenta desenvolvida no Simulink, foi possível escolher a abordagem para o controle térmico, a partir da compilação de um

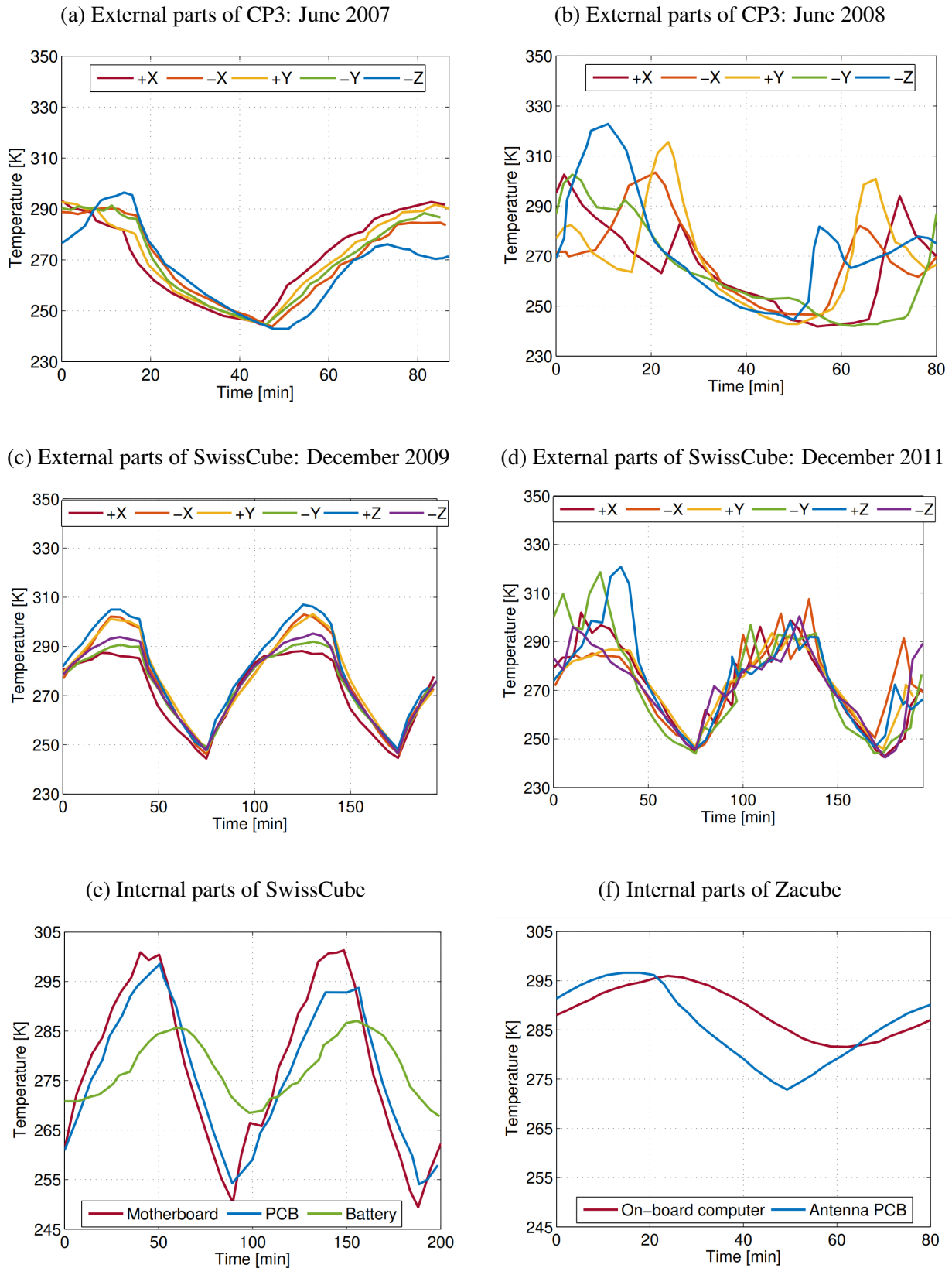
histórico de entradas de fluxos externos para o satélite em uma órbita, utilizando-as posteriormente para análises de comportamento térmico do satélite em órbita, por meio do Método de Diferenças Finitas. Ao final do trabalho foi escolhida a abordagem de controle térmico passivo com uso de alumínio e fita Kapton nas faces das estruturas externas, uma vez que este se demonstra capaz de manter os componentes operantes dentro das especificações desejadas de temperatura para o projeto.

O trabalho de Morsch Filho, Seman e Paulo Nicolau (2021) é voltado para a simulação térmica transiente de um CubeSat 1U, onde a transferência de calor por condução e radiação (externa e interna) é resolvida por meio do FVM. Para resolver a radiação interna no CubeSat, o método Gebhart e um modelo de obstrução foram implementados, sendo que três condições para a emissividade interna foram testadas. Os resultados mostram um impacto significativo da transferência interna de calor por radiação no campo de temperatura de todo o satélite, sendo que comparações com um modelo nodal mais simples apresentaram boa concordância, ainda que este último não considere efeitos tridimensionais.

Lançar um satélite e obter os seus dados de temperatura em órbita é uma tarefa complexa, pois todo o seu desenvolvimento deve levar em consideração a captura e envio desse tipo de informação. Além disso, realizar testes em laboratório com condições similares observados em órbita exige uma infraestrutura sofisticada. Portanto, a fim de auxiliar na discussão dos resultados a serem obtidos por meio desse trabalho, a Figura 13 mostra o comportamento das temperaturas experienciadas por nanossatélites em órbita. Ainda que não se tenha as informações da órbita, dos materiais empregados, do apontamento do satélite e das condições de operação desses satélites, analisando a figura mais detalhadamente é possível perceber que existe a ocorrência de um padrão oscilatório em todos os casos, que provavelmente deve ser em decorrência do eclipse da Terra, com duração aproximada de 35 minutos para o eclipse e um tempo total de órbita de 90 minutos. Como será confirmado mais à frente, as menores temperaturas obtidas ocorrem no período de eclipse, devido a ausência de radiação solar atingindo as superfícies do CubeSat.

Para o CubeSat CP3, lançado em abril de 2007, com órbita heliossíncrona e orbitando à uma altitude de 700 km, é possível observar uma maior compressão das temperaturas no ano inicial (Figura 13a) do que para as amostras obtidas no ano seguinte (Figura 13b), sendo verificado um aumento aproximado de até 30 K após 12 meses. Um comportamento similar é visualizado para o nanossatélite SwissCube, que apresentou um aumento médio de 15 K após 15 meses de operação. Estes dados referem-se às temperaturas nos painéis fotovoltaicos. Já a Figura 13e e Figura 13f mostram a temperatura no interior dos satélites, onde um padrão oscilatório também existe, porém de menor amplitude.

Figura 13 – Dados de temperaturas reais para CubeSats em órbita



Fonte: Adaptado de Filho (2021).

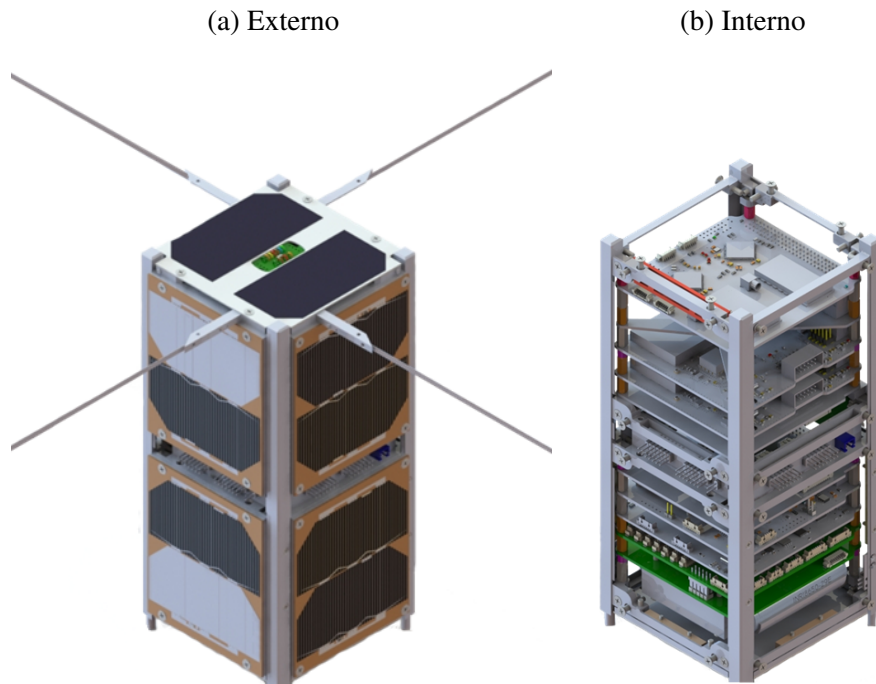
3 METODOLOGIA

Neste capítulo são descritas as principais partes do domínio virtual, assim como os modelos e hipóteses que foram adotadas na formulação do problema numérico. O equacionamento a ser apresentado buscará estimar as temperaturas em órbita para um CubeSat 2U, assim como a sua geração de energia e comportamento da bateria.

3.1 GEOMETRIA

O problema a ser resolvido é baseado na geometria do CubeSat 2U chamado GOLDS-UFSC, que está apresentado na Figura 14. Este CubeSat encontra-se em desenvolvimento no SpaceLab (<<https://spacelab.ufsc.br/en/home/>>) e possui previsão de lançamento para 2025.

Figura 14 – GOLDS-UFSC



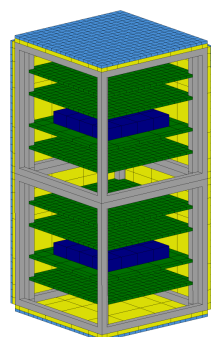
Fonte: SpaceLab (2024).

À partir deste modelo foi criada a geometria a ser utilizada nas simulações deste trabalho, que está ilustrada na Figura 15, sendo esta composta por 2 estruturas principais em alumínio (cinza), cada uma com $100\text{ mm} \times 100\text{ mm} \times 100\text{ mm}$. Internamente, possui quatro cantos para fixação de *Printed Circuit Boards* (PCBs) junto à estrutura por meio de parafusos, sendo estas representativas dos diferentes subsistemas elétricos e eletrônicos do nanossatélite. O nanossatélite possui quatro PCBs (verde) para cada andar U, com $80\text{ mm} \times 80\text{ mm} \times 2\text{ mm}$ cada. No centro de uma PCB de cada unidade do CubeSat há uma bateria, representada pelo componente em azul escuro. Além disso, de modo a minimizar problemas oriundos da radiação encontrada em órbita sobre os componentes eletrônicos, há blindagens feitas em alumínio (amarelo) para cada uma das faces do satélite, cada uma com $100\text{ mm} \times 100\text{ mm} \times 3\text{ mm}$. Por fim, os painéis fotovoltaicos (azul claro) são anexados na

face exterior de cada uma das blindagens, e visam transformar a radiação solar incidente em energia elétrica para alimentar os diversos subsistemas do nanossatélite.

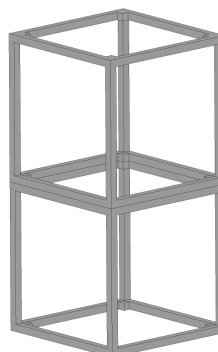
Figura 15 – Principais partes do CubeSat

(a) Disposição das partes



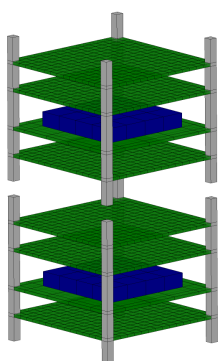
Ansys
2022 R2

(b) Estrutura



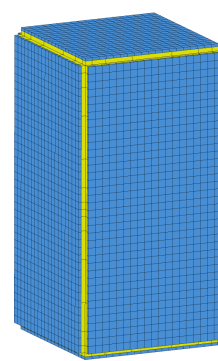
Ansys
2022 R2

(c) Componentes internos



Ansys
2022 R2

(d) Painéis fotovoltaicos (CubeSat fechado)



Ansys
2022 R2

Fonte: Elaborado pelo autor.

3.1.1 Software e parâmetros da malha

O software utilizado para as simulações de transferência de calor, visando a obtenção das curvas de temperatura ao longo de uma órbita completa, foi o Ansys CFX 2022 R2, cuja unidade da UNESP possui a licença. Este software baseia-se no Método dos Volumes Finitos (FVM), sendo que foram adotados volumes hexaédricos.

Um teste de independência de malha foi executado para verificar a convergência da simulação. Foram criadas três malhas, com um total de 72.366, 214.153 e 522.089 células. A fim de verificar a influência da malha nos resultados, foi monitorado a temperatura no painel +X e +Y em uma condição de fluxo prescrito sobre as faces. Os resultados obtidos por meio dessa análise estão na Tabela 3.

Tabela 3 – Teste de independência de malha

Malha	Nº de células	Temperatura em +X [°C]	Temperatura em +Y [°C]
1	72.366	7.23	6.53
2	214.153	8.12	6.72
3	522.089	8.20	6.77

Fonte: Elaborado pelo autor.

Como resultado do teste de independência de malha, decidiu-se realizar os estudos de caso dessa pesquisa com a Malha 2, pois apresenta a melhor relação entre custo computacional e acurácia entre as malhas avaliadas.

3.2 TRANSFERÊNCIA DE CALOR

A fim de simular a transferência de calor no CubeSat em órbita, um balanço de energia será empregado, considerando as hipóteses de regime transiente, propriedades materiais constantes e vácuo perfeito, conforme Equação 1:

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = k \nabla^2 T + \dot{q} \quad (1)$$

onde ρ é a densidade [kg/m^3], c_p é o calor específico à pressão constante [J/kg.K], T é a temperatura [K], t é o tempo [s], k é a condutividade térmica [W/m.K] e $\dot{q}$ é o termo fonte.

Neste trabalho, a transferência de calor que ocorre no CubeSat envolve apenas os modos de transferência por condução e radiação. Contudo, a troca interna de calor por radiação será ignorada pois este fenômeno requer cálculos de obstruções e reflexões, o que requer uma formulação mais sofisticada.

3.2.1 Condução

De acordo com Cengel (2011), a definição para a transferência de calor por condução é a transferência da energia de partículas mais energéticas de uma substância para partículas menos energéticas como resultado da interação entre as partículas. Desta forma, temos que a equação para o fluxo de calor em parede plana é dada pela Equação 2:

$$Q''_x = -k \frac{dT}{dx} \quad (2)$$

onde Q representa uma taxa de calor [W], o super-escrito $''$ representa o fluxo daquela propriedade [W/m^2] e x a direção.

3.2.2 Radiação

A radiação térmica é um processo de transferência de calor que ocorre por meio de ondas eletromagnéticas, sendo realizada por todos os corpos que apresentam temperatura superior ao zero absoluto (Portal de Laboratórios Virtuais de Processos Químicos, 2015). Toda a energia radiante emitida na faixa de comprimentos de onda de 0,1 a 100 μm do espectro eletromagnético é considerado como radiação térmica, ou seja, afeta diretamente a temperatura do corpo.

De acordo com a Lei de Stefan-Boltzmann, a radiação que um corpo emite é regida pela Equação 3 (CENGEL, 2011):

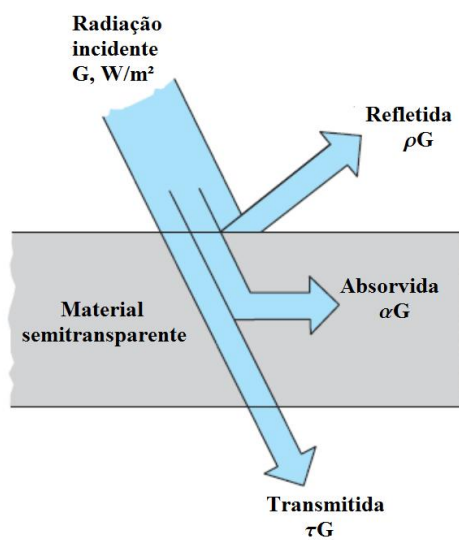
$$Q = \epsilon \sigma A T^4 \quad (3)$$

sendo ϵ a emissividade [-], $\sigma = 5,67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$ a constante de Stefan-Boltzmann, A a área e a T a temperatura da superfície emissora.

A emissividade de um corpo negro (ideal) é a máxima, uma vez que sua emissividade é unitária, porém esta é uma idealização e corpos reais sempre terão uma emissividade inferior ao do corpo negro.

Contudo, corpos reais não conseguem absorver ou emitir toda a radiação incidente sobre eles, sendo que a Figura 16 mostra como a radiação pode ser refletida (ρ), absorvida (α) e transmitida (τ).

Figura 16 – Comportamento da radiação incidente em uma superfície



Fonte: Cengel (2011).

A fim de simplificar as análises, este trabalho assume que todas as superfícies externas do CubeSat são opacas, cinzas (radiação independente do comprimento de onda) e difusas (radiação independente da direção). Entre as superfícies internas não será computado trocas de calor por radiação.

3.3 CONDIÇÕES DE CONTORNO

As condições de contorno envolvidos na troca de calor do CubeSat são baseadas em quatro formas, conforme visto na Figura 10: absorção do fluxo solar, albedo e infravermelho, além da sua própria emissão. Cada um destes termos serão descritos nas próximas seções e são baseados no trabalho de Filho (2021).

Vale salientar que a maior parte dos CubeSats lançados operam em órbita baixa (LEO - *Low Earth Orbit*), principalmente entre 350-700 km de altitude (POLAT; VIRGILI-LLOP; ROMANO, 2016), tornando outras formas de troca de calor desprezíveis (radiação de outros planetas, estrelas...). A razão para a escolha desta faixa de altitude se dá por uma série de fatores, como regulamentos de detritos no espaço que não permitem que dispositivos ultrapassem o tempo de 25 anos em órbita, além dos objetivos definidos para a missão do satélite, onde para órbitas inferiores a 450 km o tempo da missão pode ser muito curto em função da perda gradual de altitude por conta do arrasto atmosférico (LAHRICHI, 2017).

3.3.1 Fluxo Solar

Uma hipótese adotada para este trabalho foi considerar que os raios solares que atingem as superfícies do CubeSat e a Terra são paralelos devido à grande distância entre o Sol e a Terra. Portanto, a taxa de calor proveniente do Sol e que efetivamente é absorvida pelo CubeSat é regida pela Equação 4:

$$Q_{Sol} = \alpha Q_s A_{Sat \rightarrow Sol} \zeta \quad (4)$$

sendo α a absortividade da superfície do nanossatélite [-], Q_s o fluxo de radiação solar de 1365 W/m² (GILMORE, 2002), $A_{Sat \rightarrow Sol}$ a área exposta e projetada na direção do Sol [m²] e ζ é o termo usado para indicar se o satélite se encontra dentro ou fora da região sombreada (eclipse) da Terra [-].

3.3.2 Albedo Terrestre

O albedo terrestre é o efeito causado pela reflexão dos fótons oriundos do Sol que se chocam com a superfície e atmosfera terrestre, influenciando também na radiação que chega até as superfícies do satélite (GILMORE, 2002). A Equação 5 fornece a expressão utilizada para estimar esta radiação:

$$Q_{alb} = a \alpha Q_s A_{Sat \rightarrow Terra} f \quad (5)$$

onde a é o valor do coeficiente de albedo [-], $A_{Sat \rightarrow Terra}$ é a área do satélite exposta e projetada na direção da Terra [m²] e f é um termo que modela a reflexão dos raios solares pela superfície terrestre de forma especular. O termo f da equação do modelo do albedo é diretamente dependente da posição angular do CubeSat, tendo sua intensidade máxima nas proximidades da linha do equador e regiões que recebem irradiação solar na direção de zênite.

Estimar o valor exato para o coeficiente de albedo é extremamente difícil, uma vez que este é influenciado por múltiplos fatores como tipo de solo e vegetação, além de nuvens impactarem na magnitude do coeficiente. Desta forma, de acordo com o trabalho de Yıldız (2018), o valor médio encontrado para o coeficiente de albedo é de 30%.

3.3.3 Radiação infravermelha

A Terra emite parte da radiação recebida em direção ao espaço na forma de raios infravermelhos devido a temperatura da superfície estar acima da temperatura do zero absoluto, sendo este fenômeno conhecido como radiação infravermelha da Terra (ATAR; AKTAŞ; SÖZBİR, 2022). Em média a temperatura da superfície terrestre está 255 K acima do zero absoluto, gerando um fluxo de calor de aproximadamente $Q_{Terra} = 237$ W/m² para esta temperatura (GILMORE, 2002). A Equação 6 modela o calor gerado por essa fonte:

$$Q_{IR} = \alpha Q_{Terra} A_{Sat \rightarrow Terra} \quad (6)$$

Os modelos empregados para estimar a projeção de cada lado do CubeSat em direção à Terra ($A_{Sat \rightarrow Terra}$) e o Sol ($A_{Sat \rightarrow Sol}$), assim como o cálculo envolvendo a ocorrência de eclipse (ζ) e a

reflexão dos raios solares (f) não serão discutidos neste trabalho, mas podem ser consultados em Filho (2021).

3.3.4 Emissão de radiação no espaço

A diferença de temperatura entre o satélite em órbita e o seu entorno (vácuo) faz com que o CubeSat transfira calor por radiação para o espaço. A temperatura do espaço profundo é de aproximadamente 2,7 K, enquanto que a do satélite varia de acordo com suas características, conforme as condições de contorno descritas anteriormente. Para este trabalho, todas as perdas de calor por meio das superfícies do satélite foram calculadas pela Equação 7:

$$Q_{Sat \rightarrow Esp} = \epsilon A \sigma (T_{Sat}^4 - T_{Esp}^4) \quad (7)$$

sendo T_{Sat} a temperatura da superfície do CubeSat e T_{Esp} a temperatura do espaço no vácuo.

3.4 MATERIAL

As propriedades materiais empregadas na simulação térmica estão listadas na Tabela 4.

Tabela 4 – Propriedade dos materiais

Componente	Material	k [W/mK]	C_p [J/kgK]	ρ [kg/m ³]
Estrutura	Alumínio	140	948	2810
PCB	RF4	1.03	1103	2325
Bateria	Lítio	21	933	2122
Blindagem	Alumínio	140	948	2810
Painel solar	RF4	1.03	1103	2325

Fonte: Adaptado de Filho (2021).

Os valores empregados para as absorvidades e emissividades das superfícies serão discutidos mais à frente, junto à definição dos estudos de casos.

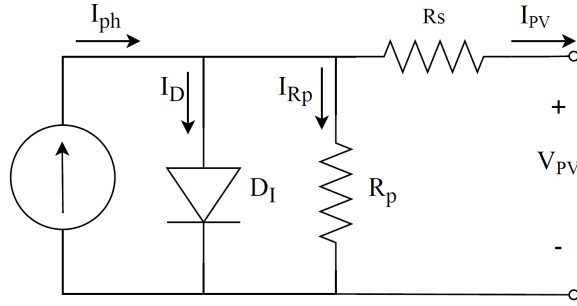
3.5 CRITÉRIO DE CONVERGÊNCIA E PARÂMETROS DA SIMULAÇÃO

Como critério de convergência foi adotado como resíduo RMS o valor máximo 1×10^{-4} e erros no balanço inferiores a 0,01%. Como passo de tempo utilizado nas simulações foi de 20 segundos, sendo que o critério de convergência adotado foi de periodicidade nas curvas de temperatura, extraíndo as temperaturas observadas na última órbita. Um método de segunda ordem foi adotado para os termos transientes, e um método de alta resolução para os demais termos.

3.6 GERAÇÃO DE ENERGIA PELO PAINEL FOTOVOLTAICO

A fim de estimar a potência gerada ao longo da órbita pelos painéis fotovoltaicos, a Figura 17 ilustra o modelo elétrico para um painel, onde observa-se que há um diodo de junção PN em paralelo com uma corrente de fonte I_{ph} e um resistor de *bypass* R_p , e em série com um resistor R_s , em virtude dos contatos metálicos com o semicondutor (MARTINEZ et al., 2021).

Figura 17 – Circuito equivalente da célula solar



Fonte: Martinez et al. (2021).

Realizando a soma das correntes I_{ph} (gerada pelo efeito fotovoltaico), I_{DI} (corrente de saturação inversa do diodo), I_{R_p} (corrente do resistor) e I_{PV} (corrente da célula solar) tem-se a Equação 8:

$$I_{PV} = I_{ph} - I_{DI} - I_{R_p} \quad (8)$$

Esta equação fornece a corrente gerada em uma célula solar para cada instante de tempo, sendo omitida a indicação de dependência com o tempo na escrita das equações.

A Equação 9 fornece a corrente fotogerada pelo efeito fotovoltaico, sendo calculada em função da corrente de curto circuito, I_{SC} [A], para uma determinada radiação solar Q''_{Sol} e temperatura da célula solar T .

$$I_{ph} = I_{SC} \frac{Q''_{Sol}}{Q''_0} [1 + \Delta I_{SC}(T - T_0)] \quad (9)$$

onde Q''_0 e T_0 são a radiação solar e a temperatura de referência para qual I_{SC} foi obtida e ΔI_{SC} [A/K] é o coeficiente da variação I_{SC} com a temperatura.

A Equação 10 fornece a corrente do diodo:

$$I_{DI} = I_S \exp \left[\frac{-q(V_{PV} + I_{PV}R_S)}{\eta \bar{k}T} - 1 \right] \quad (10)$$

sendo I_S a corrente de saturação, q a carga do elétron, V_{PV} a tensão do painel fotovoltaico, η o fator de idealidade do diodo e $\bar{k}$ a constante de Boltzmann. O equacionamento usado por Xin, Wang e Xi (2023) para o cálculo da corrente de saturação dos diodos é empregado, conforme Equação 11:

$$I_S = \left(\frac{I_{SC}(T_0)}{\exp \frac{qV_{OC}(T_0)}{\eta \bar{k}T_0} - 1} \right) \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{\eta}} \exp \frac{qV_q}{\eta \bar{k} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_0} \right)} \quad (11)$$

onde V_q é a tensão do silício cristalino e V_{OC} é a tensão de circuito aberto.

Substituindo estes termos na Equação 8, tem-se a seguinte expressão para a corrente I_{PV} do painel fotovoltaico:

$$I_{PV} = I_{SC} \frac{Q''_{Sol}}{Q''_0} [1 + \Delta I_{SC}(T - T_0)] - I_S \exp \left[\frac{-q(V_{PV} + I_{PV}R_S)}{\eta \bar{k}T} - 1 \right] - \frac{V_{PV} + I_{PV}R_S}{R_p} \quad (12)$$

Esta equação será resolvida pelo método iterativo de Newton-Raphson para cada instante de tempo, sendo os principais dados de entrada o fluxo de radiação solar Q''_{Sol} e temperatura da célula T . Multiplicando a corrente do painel fotovoltaico I_{PV} pela tensão à qual ele está acoplado V_{PV} obtém-se a potência P gerada em cada instante.

Os demais parâmetros do modelo de geração de energia pelo painel fotovoltaico são constantes e estão elencados na Tabela 5.

Tabela 5 – Constantes das equações para o modelo do painel fotovoltaico

Constante	Valor
η	3,25
$\bar{k}$	$1,3806 \times 10^{-23} \text{ m}^2 \text{ kg /s}^2 \text{ K}$
V_q	1,12 eV
q	$1,602 \times 10^{-19} \text{ C}$
I_{SC}	0,41 A
V_{OC}	2,564 V
R_S	0,2242 Ω
ΔI_{SC}	0,07
R_P	$1 \times 10^8 \Omega$
R_S	0,2242 Ω
Q_0	1000 W/m ²
T_0	298 K

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

3.7 BATERIA

Visando compreender o comportamento termo-elétrico de baterias tipicamente utilizadas em projetos de CubeSat, o modelo proposto Bernardi, Pawlikowski e Newman (1985) foi implementado. Vale salientar que nas análises o comportamento elétrico da bateria não interfere no modelo elétrico do painel fotovoltaico, vice-versa.

A taxa de geração de calor da bateria, $\dot{q}_b$ [W/m³], é dada por:

$$\dot{q}_b = \frac{I}{V_b} \left[IR + T \frac{\partial U_O}{\partial T} \right] \quad (13)$$

onde V_b é o volume da bateria [m³], I a corrente de carga e descarga [A], R é a sua resistência [Ω], T é a temperatura da bateria e $\partial U_O / \partial T$ é o coeficiente térmico de entropia.

De acordo com Lai et al. (2019), coeficiente térmico de entropia, na unidade de milivolts, pode ser obtido por:

$$\frac{\partial U_O}{\partial T} = -0.355 + 2.154 \times SoC - 2.869 \times SoC^2 + 1.028 \times SoC^3 \quad (14)$$

onde SoC (*State of Charge*) indica o quanto de capacidade de carga ainda existe na bateria, sendo o valor máximo 1 (bateria cheia) e o mínimo 0 (bateria vazia).

A equação geral para o SoC é dada por:

$$SoC = SoC_{in} - \frac{It}{Q_c} \quad (15)$$

onde SoC_{in} é o valor inicial da carga [-], Q_c é a capacidade nominal da bateria [Ah] e t é o tempo [s].

Para completar o modelo, de acordo com Xin, Wang e Xi (2023), a resistência elétrica de uma bateria não é constante, variando de acordo com a sua temperatura e seu estado de carga (SoC), podendo ser calculada, em m Ω , de acordo com a seguinte expressão:

$$R = \begin{cases} 992 \times SoC^6 - 3406 \times SoC^5 + 4667 \times SoC^4 - 3263 \times SoC^3 + 1225 \times SoC^2 - 233 \times SoC + 48, T = 60^\circ C \\ 1559 \times SoC^6 - 5374 \times SoC^5 + 7367 \times SoC^4 - 5121 \times SoC^3 + 1898 \times SoC^2 - 355 \times SoC + 58, T = 50^\circ C \\ 1559 \times SoC^6 - 5365 \times SoC^5 + 7378 \times SoC^4 - 5181 \times SoC^3 + 1962 \times SoC^2 - 382 \times SoC + 66, T = 40^\circ C \\ 2989 \times SoC^6 - 10480 \times SoC^5 + 14700 \times SoC^4 - 10514 \times SoC^3 + 4036 \times SoC^2 - 793 \times SoC + 107, T = 30^\circ C \\ 4301 \times SoC^6 - 15496 \times SoC^5 + 22391 \times SoC^4 - 16531 \times SoC^3 + 6559 \times SoC^2 - 1334 \times SoC + 166, T = 20^\circ C \end{cases} \quad (16)$$

Neste trabalho é assumido que a capacidade da bateria (Q_c) é de 2 Ah e o estado da carga inicial (SoC_{in}) é 1, ou seja, a bateria sempre está inicialmente completamente carregada.

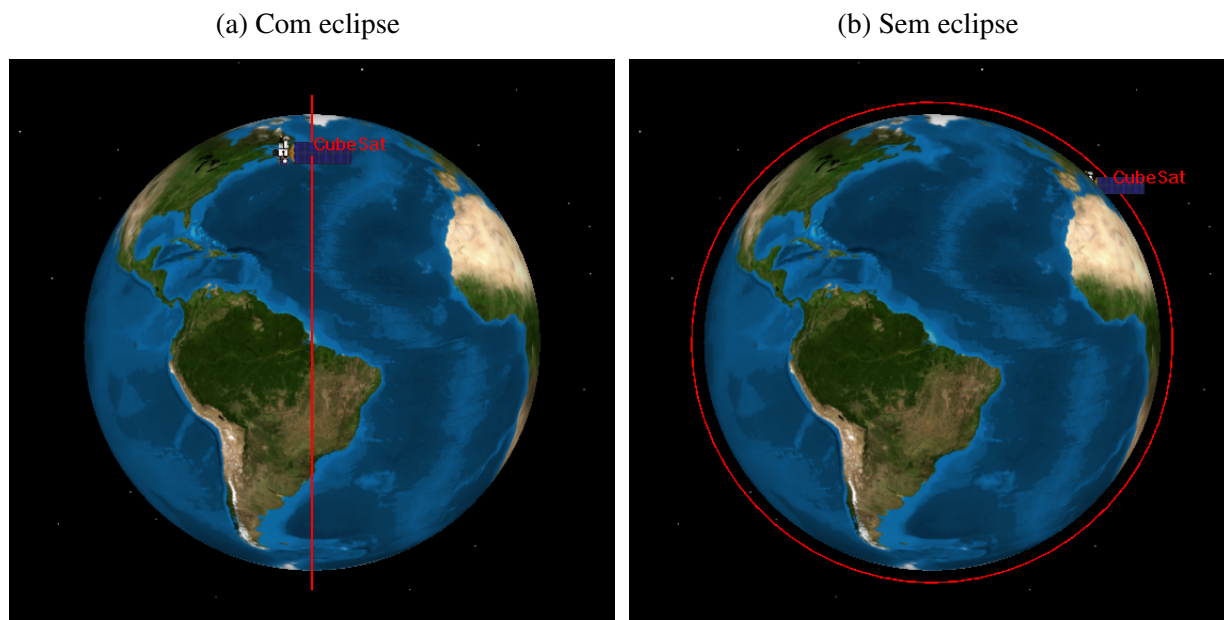
Embora os demais componentes eletrônicos de um satélite também gerem calor durante sua operação, eles serão desconsiderados neste trabalho.

3.8 ESTUDOS DE CASO

Em termos de órbita, duas configurações serão avaliadas: com e sem eclipse, conforme ilustrado na Figura 18. A posição do Sol para cada caso é normal à imagem, portanto a Figura 18a consiste em

uma configuração onde o CubeSat percorre uma órbita em que há momentos onde a Terra permanece entre o Sol e o CubeSat, causando o seu sombreamento (com eclipse), enquanto na Figura 18b o CubeSat nunca fica atrás da Terra (sem eclipse). A fim de avaliar cenários representativos de CubeSat, a órbita possui 506 km de altitude, é circular e tem inclinação de 90° .

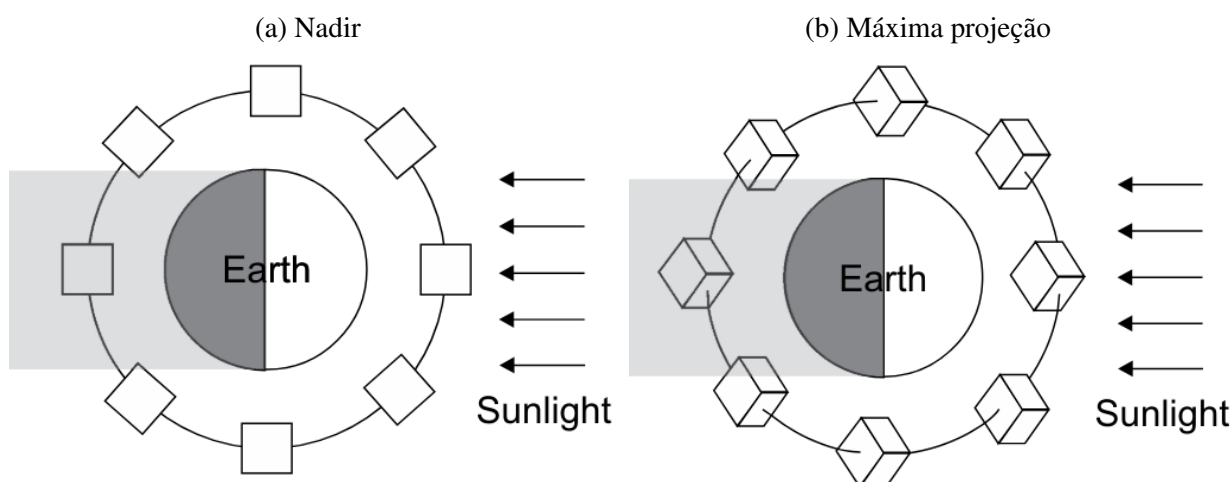
Figura 18 – Órbitas avaliadas



Fonte: Elaborado pelo autor.

Para cada órbita serão avaliadas duas condições de atitude, ou seja, de apontamento e rotação do CubeSat, que aqui serão denominadas Nadir e Máxima Projeção. Para o cenário Nadir, o CubeSat aponta constantemente uma de suas faces para o centro da Terra, enquanto o caso de Máxima Projeção consiste em uma configuração onde o CubeSat mantém três de suas faces constantemente projetadas em direção ao Sol, sob o mesmo ângulo, conforme ilustrado na Figura 19.

Figura 19 – Atitudes avaliadas

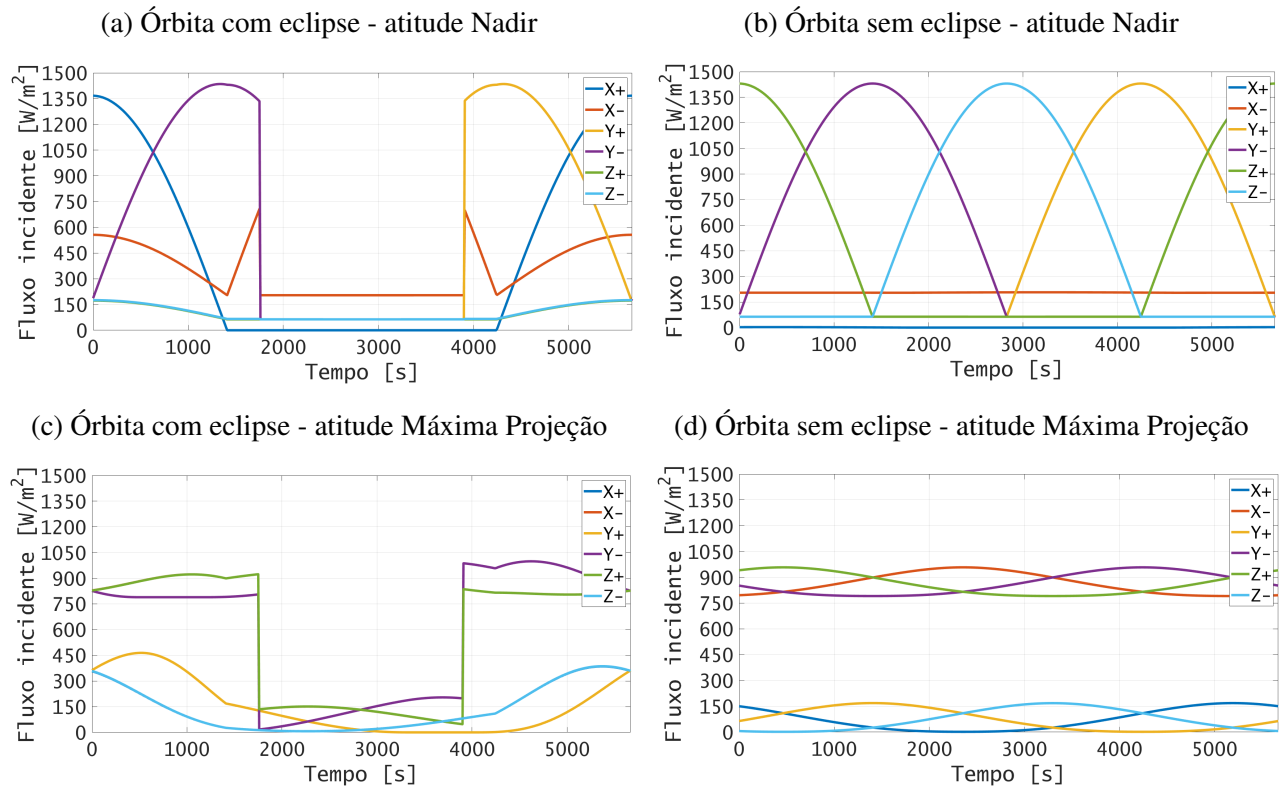


Fonte: Adaptado de Filho et al. (2020).

O emprego das configurações descritas acima resultam em diferentes cenários de radiação térmica, que são utilizados como condição de contorno nas simulações térmicas do CubeSat, conforme

Figura 20. Estas imagens ilustram a radiação térmica total (radiação solar, albedo e infravermelho) sobre cada lado do CubeSat, ao longo do tempo, onde percebe-se que há uma significativa variação entre os casos, dependendo da escolha de órbita e atitude.

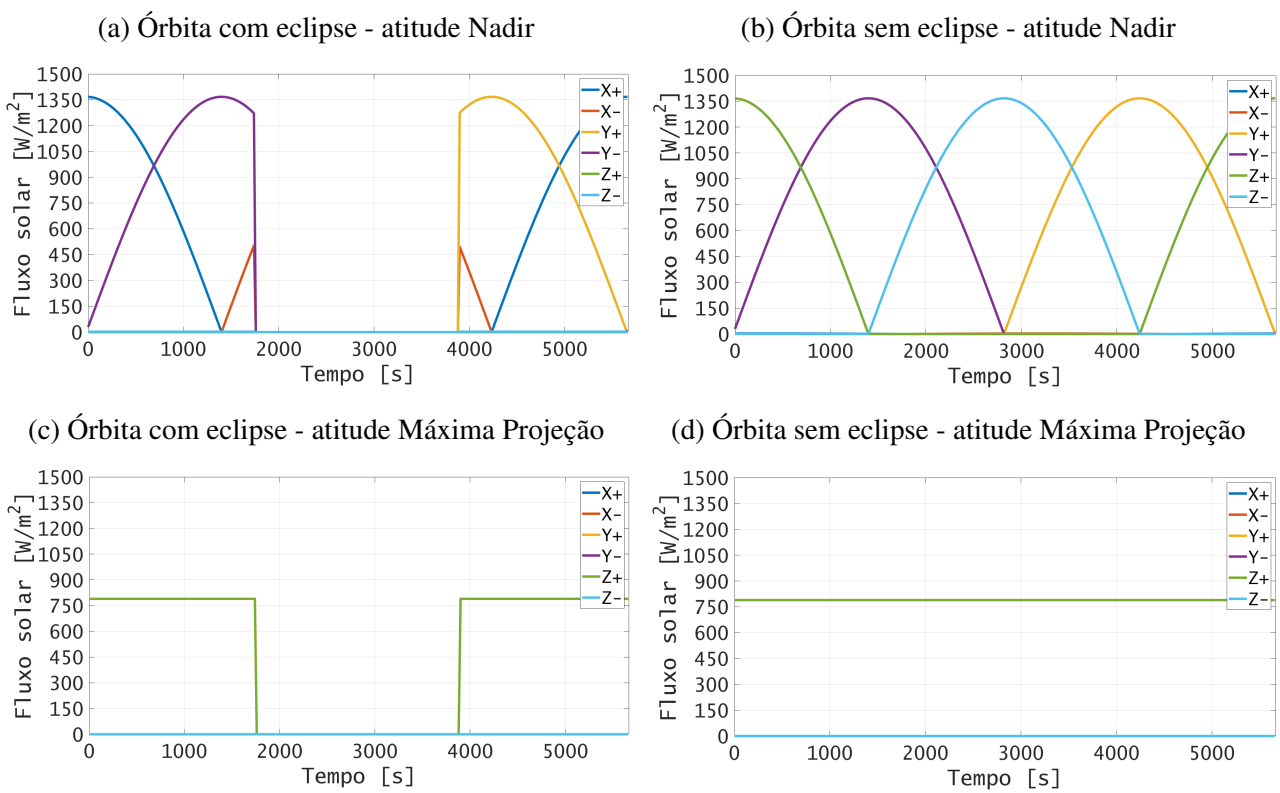
Figura 20 – Radiação térmica total



Fonte: Elaborado pelo autor.

Além disso, a parcela de radiação solar resultante destes cenários também é empregada para as simulações de geração de energia, sendo esta apresentada na Figura 21. Comparando a Figura 20 e Figura 21 percebe-se que a radiação solar é a principal fonte de calor agindo sobre as superfícies do CubeSat.

Figura 21 – Radiação solar



Fonte: Elaborado pelo autor.

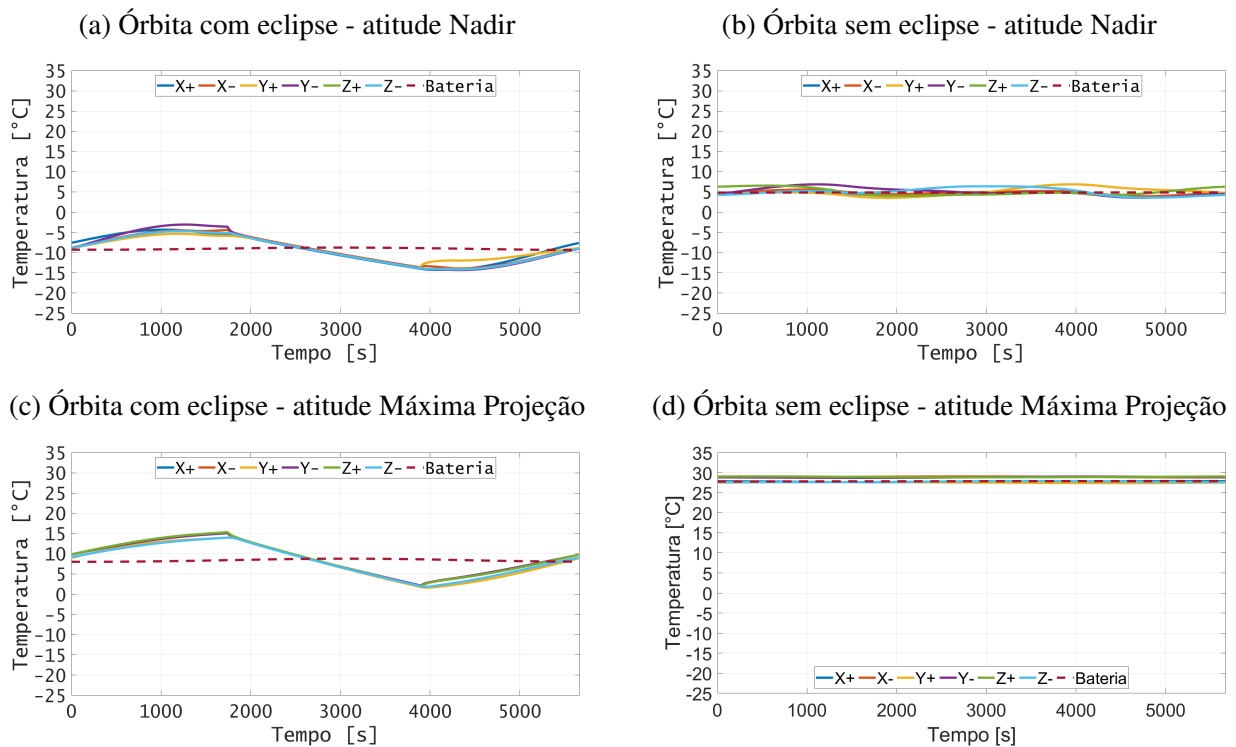
4 RESULTADOS

Este capítulo discute os resultados das temperaturas para os painéis fotovoltaicos e bateria obtidos por meio das simulações, para os quatro diferentes cenários de atitudes e órbitas. Em seguida, são comentadas as potências geradas pelos painéis fotovoltaicos ao longo de uma órbita para os cenários discutidos previamente e para variadas combinações de absortividade, emissividade e tensão do painel fotovoltaico, de modo a verificar seu impacto nas temperaturas do satélite. Finalmente, são abordados os parâmetros térmicos da bateria para os cenários com ocorrência de eclipse e para diferentes correntes circulando pela bateria.

4.1 TEMPERATURA

A Figura 22 mostra a temperatura no centro de cada painel e da bateria do CubeSat ao longo de uma órbita completa, para variadas condições de atitudes e órbitas. Embora o CubeSat seja 2U, com dez painéis fotovoltaicos e duas baterias, os resultados indicaram que as temperaturas de um mesmo lado são muito próximas e, portanto, optou-se por mostrar apenas um painel de cada lado. Para as baterias, as temperaturas também são muito próximas e portanto somente uma será mostrada. Em todos os casos da Figura 22 tem-se uma absortividade (α) e emissividade (ϵ) de 0,3 para ambos, além de uma corrente (I) nula passando pela bateria.

Figura 22 – Temperatura dos painéis fotovoltaicos e bateria para $\alpha = 0,3$, $\epsilon = 0,3$ e $I = 0$ A



Fonte: Elaborado pelo autor.

Analisando o comportamento das curvas da Figura 22, nota-se que as temperaturas mais baixas de operação ocorrem para o cenário de Nadir com eclipse, enquanto que as maiores temperaturas

de operação são para a atitude de Máxima Projeção sem eclipse. Este comportamento resulta das magnitudes para os fluxos totais de radiação térmica sobre o CubeSat observados na Figura 20, pois embora o pico de radiação térmica seja maior para a atitude Nadir, o caso Máxima Projeção possui mais superfícies voltadas ao sol simultaneamente. Para todos os casos observados, a temperatura da bateria é praticamente constante ao longo da órbita, sendo aproximadamente um valor intermediário entre os extremos absolutos de temperatura dos painéis fotovoltaicos. Este comportamento pode ser explicado pela inércia térmica das baterias aliado ao fato de que as cargas térmicas sobre elas são menos intensas, justamente por estarem localizadas no interior do CubeSat. Vale salientar que os fluxos térmicos de radiação incidem somente sobre as faces externas do CubeSat, ou seja, apenas nos painéis fotovoltaicos, enquanto que internamente a modelagem do problema assume uma troca nula por radiação. Dessa forma, as temperaturas das baterias resultam apenas da troca de calor por condução, que chega até elas através da estrutura interna do CubeSat, e pela sua geração interna de calor quando houver a passagem de uma corrente.

Os casos sem eclipse apresentam níveis de temperatura mais elevados quando comparados aos casos com eclipse, sendo este um resultado esperado porque durante todo o tempo em que o CubeSat está sob a sombra da terra ele deixa de receber a radiação térmica do tipo solar e de albedo, que são as mais significativas, respectivamente. Inclusive, as temperaturas mais baixas estão associadas ao último instante em que o satélite está sob a sombra terrestre. Além disso, observa-se que os casos avaliados na Figura 22 indicam que as maiores variações de temperatura ao longo de uma órbita ocorrem para a atitude Nadir, sendo este resultado explicado em virtude das maiores variações no fluxo de radiação total para este caso, conforme Figura 20.

A Tabela 6 destaca as temperaturas máximas e mínimas obtidas para cada uma das condições de atitude e órbita analisadas até aqui, onde é possível verificar que as maiores temperaturas são obtidas para o cenário de Máxima Projeção sem ocorrência de eclipse, sendo a temperatura máxima de aproximadamente 29°C, enquanto a mínima é de -15°C para o caso com eclipse atitude Nadir.

Tabela 6 – Temperaturas extremas

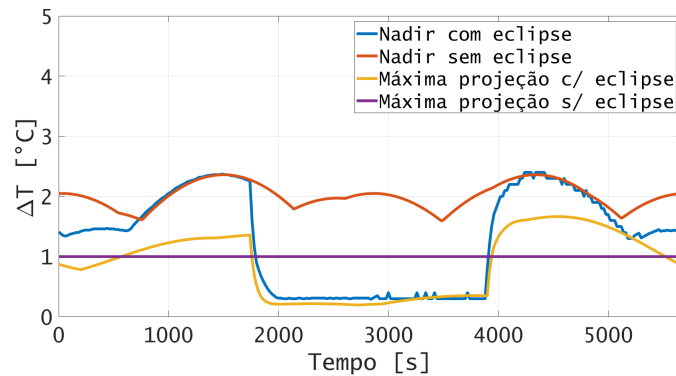
Caso	Painel fotovoltaico		Bateria	
	T_{max} [°C]	T_{min} [°C]	T_{max} [°C]	T_{min} [°C]
Nadir com eclipse	-3,05	-14,30	-8,75	-9,36
Nadir sem eclipse	6,88	3,56	4,89	4,83
Máxima projeção c/ eclipse	15,30	1,62	8,78	8,01
Máxima projeção s/ eclipse	28,85	27,90	27,85	27,90

Fonte: Elaborado pelo autor.

Quando observadas as maiores diferenças entre temperatura máxima e mínima de todos os painéis que envolvem o CubeSat, para cada instante de tempo, tem-se a Figura 23. É possível perceber que as maiores variações de temperaturas ocorrem para o cenário Nadir sem eclipse, tendo uma média de aproximadamente 2°C entre o painel mais quente e o mais frio. Além disso, é possível verificar que a variação de temperatura para a condição de Máxima Projeção sem ocorrência de eclipse é constante, sendo que ao longo de toda órbita o painel mais quente está 1°C acima do mais frio. Esses baixos gradientes de temperatura podem ser explicados pela elevada condutividade térmica da estrutura e das blindagens que estão sob os painéis fotovoltaicos, ambas feitas de alumínio. Os instantes que

resultam nos menores gradientes ocorrem quando o CubeSat entra na sombra terrestre, ocasião em que as cargas térmicas incidentes são menores e, consequentemente, os campos de temperatura mais homogêneos.

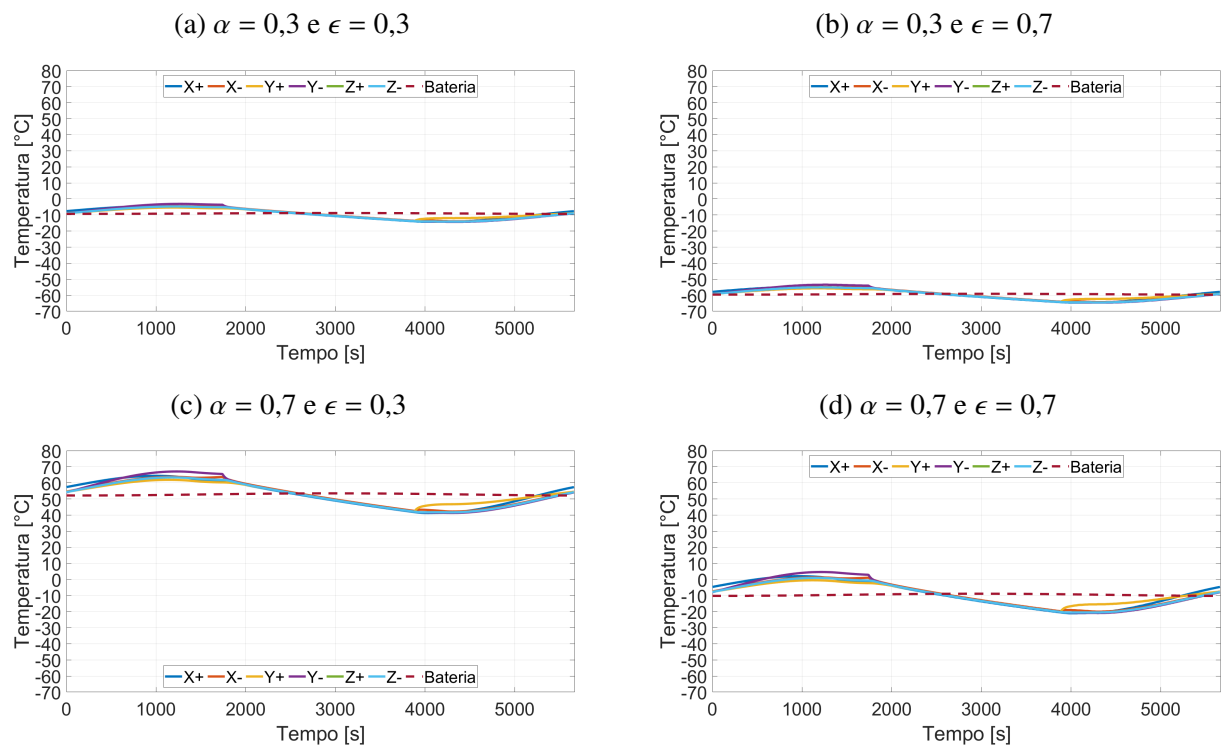
Figura 23 – Gradiente de temperatura dos painéis fotovoltaicos



Fonte: Elaborado pelo autor.

De modo a comparar o impacto da absorptividade e emissividade dos painéis fotovoltaicos na sua temperatura, também foram realizadas simulações para quatro diferentes condições destes parâmetros. O cenário escolhido para ser analisado foi o Nadir com eclipse por conta do satélite apresentar um comportamento mais dinâmico para os fluxos de radiação incidentes. Os resultados dessa análise consideram que não há nenhuma corrente passando pela bateria ($I=0$ A) e estão na Figura 24.

Figura 24 – Temperatura dos painéis fotovoltaicos e bateria, órbita com eclipse e atitude Nadir



Fonte: Elaborado pelo autor.

É possível notar, como já esperado, que a absorptividade e emissividade apresentam uma relação direta com a temperatura alcançada pelos painéis fotovoltaicos do satélite. Os casos mais extremos

são encontrados nas condições em que os valores entre as constantes diferem. Os resultados indicam que uma baixa razão para α/ϵ , ou seja, quanto menor a absortividade e maior a emissividade, tem-se uma menor temperatura atingida pelos painéis, como observado na Figura 24b. Por outro lado, quanto maior a absortividade do painel e menor a emissividade, ou seja, uma elevada razão de α/ϵ , mais quente o painel estará, conforme Figura 24c. Contudo, ainda que se use uma razão fixa para α/ϵ , pode-se ter diferentes respostas, conforme observado nas Figuras 24a e 24d, onde ambas as razões são unitárias, mas o valor individual dos termos dessa razão são distintos entre os casos. Nos casos em que isso ocorre, a razão que empregar os maiores valores para α e ϵ resultarão em temperaturas máximas e mínimas mais distintas entre si.

De acordo com a Tabela 7, as temperaturas mais quentes são obtidas para a condição de maior absortividade e menor emissividade, ou seja, quando o satélite apresenta alta capacidade de absorver calor, contudo não consegue emití-lo. Por outro lado, para o cenário onde a emissividade é superior à absortividade, o satélite acaba por apresentar uma facilidade maior em perder calor com o meio, justificando assim as baixas temperaturas observadas.

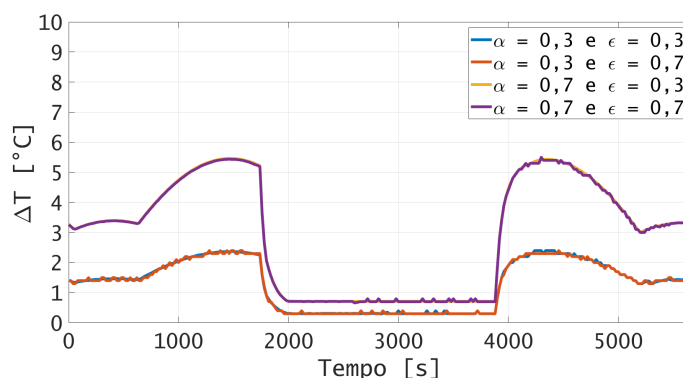
Tabela 7 – Temperaturas extremas para diferentes valores de absortividade e emissividade

Caso	Painel fotovoltaico		Bateria	
	T_{max} [°C]	T_{min} [°C]	T_{max} [°C]	T_{min} [°C]
$\alpha/\epsilon = 0,3/0,3$	-3,05	-14,30	-8,75	-9,36
$\alpha/\epsilon = 0,3/0,7$	-53,40	-64,60	-59,10	-59,70
$\alpha/\epsilon = 0,7/0,3$	67,09	41,27	53,49	52,16
$\alpha/\epsilon = 0,7/0,7$	4,63	-21,00	-8,87	-10,2

Fonte: Elaborado pelo autor.

Para estas configurações testadas, as máximas diferenças de temperatura encontradas entre todos painéis fotovoltaicos, em cada instante de tempo, podem ser visualizadas na Figura 25. Interessante notar que os gradientes são praticamente iguais para as razões $\alpha/\epsilon=0,7/0,7$ e $\alpha/\epsilon=0,7/0,3$, assim como para $\alpha/\epsilon=0,3/0,3$ e $\alpha/\epsilon=0,3/0,7$. Por meio destes resultados percebe-se que as curvas para os gradientes são iguais entre os casos em que se têm a mesma absortividade, ainda que as emissividades sejam distintas. A Figura 25 também indica que os maiores gradientes ocorrem sob as maiores absortividades, sendo muito baixo quando se está sob o eclipse da Terra.

Figura 25 – Gradiente de temperatura dos painéis fotovoltaicos para diferentes α e ϵ

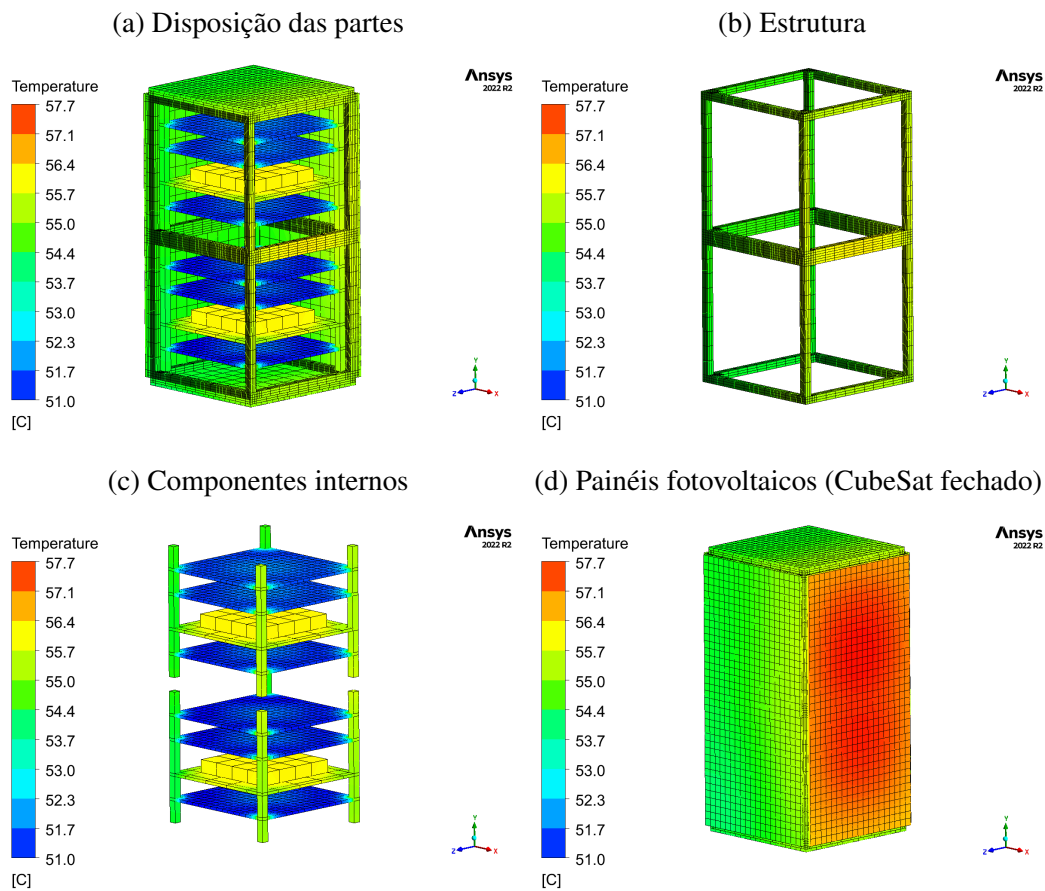


Fonte: Elaborado pelo autor.

Diante do exposto, os resultados vistos na Figura 22 e Figura 24 para diferentes atitudes, órbitas e propriedades superficiais, como absortividade e emissividade, indicam que o campo de temperatura de um satélite é fortemente impactado por estes parâmetros e devem ser levados em consideração no desenvolvimento do subsistema de gerenciamento térmico do satélite.

Apenas para ilustrar, a Figura 26 apresenta o campo de temperatura nas principais partes do CubeSat para o último instante de tempo na órbita, na condição Nadir, com eclipse e $\alpha/\epsilon = 0,7/0,3$. Os gradientes externos se originam principalmente por conta das condições de contorno distintas em cada lado, enquanto que internamente é resultado das propriedades materiais entre as diferentes partes.

Figura 26 – Gradiente de temperatura para diferentes partes do CubeSat



Fonte: Elaborado pelo autor.

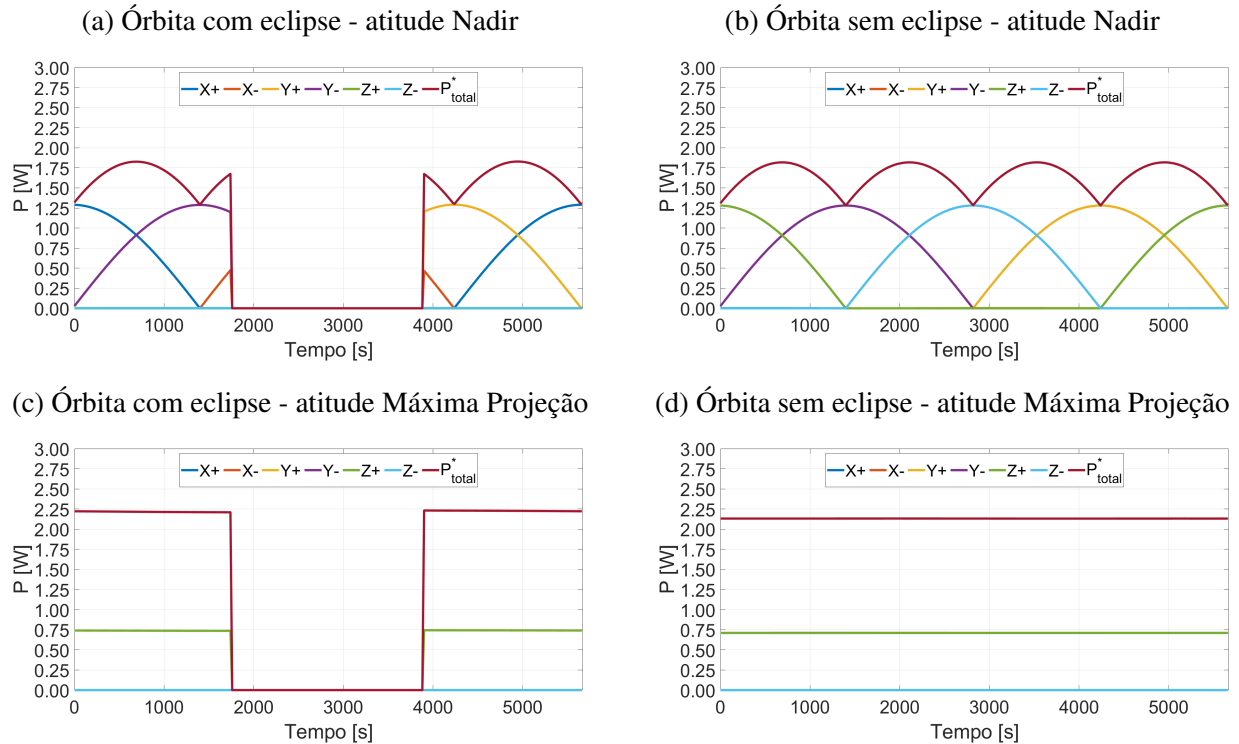
4.2 POTÊNCIAS

Os resultados referentes às simulações envolvendo a geração de energia pelos painéis fotovoltaicos do CubeSat são descritos nessa seção. Conforme visto no equacionamento da corrente do painel solar (Equação 12), este parâmetro depende da radiação solar incidente, da temperatura do painel fotovoltaico e da tensão associada ao painel fotovoltaico.

A Figura 27 ilustra a potência associada à um painel fotovoltaico de cada lado do satélite, assim como a potência total associada a este conjunto, que aqui será denominada de P_{total}^* . A fim de facilitar a visualização dos resultados, vale salientar que nesta figura não se considera que os lados maiores do CubeSat 2U teriam o dobro de células fotovoltaicas. Os resultados da Figura 27 são válidos para

as atitudes de Nadir e Máxima Projeção, para ambos os casos com e sem eclipse, considerando que a tensão do painel fotovoltaico é de 2,30 V. Estes resultados são válidos para a configuração de $\alpha = 0,3$ e $\epsilon = 0,3$, com corrente da bateria nula.

Figura 27 – Potências geradas pelos painéis fotovoltaicos para $\alpha = 0,3$, $\epsilon = 0,3$ e $V_{PV} = 2,3V$



Fonte: Elaborado pelo autor.

Como se observa, uma órbita com eclipse é uma condição crítica para o CubeSat, pois ela corresponde a vários minutos sem geração de energia e baixas temperaturas (Figura 22). O gráfico para a radiação solar visto na Figura 21 corrobora os resultados da Figura 27, visto que a maior potência gerada está associada ao caso cuja atitude resulta em faces mais diretamente expostas ao Sol, aqui chamadas de Máxima Projeção.

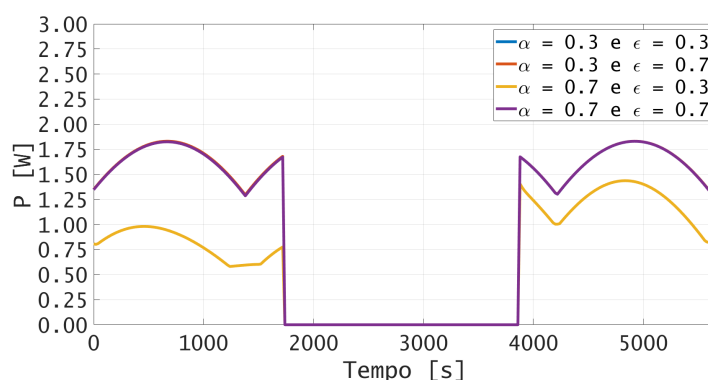
Em virtude da geometria de um CubeSat, no máximo haverá apenas três lados voltados ao Sol podendo gerar energia, contudo isso também depende da combinação de órbita, atitude e temperatura. Por exemplo, a Figura 27a mostra que os lados Z+ e Z- não geram nenhuma potência, uma vez que neste tipo de cenário estes lados não recebem nenhuma radiação solar (Figura 21) durante todo o período de órbita. Por outro lado, o cenário da Figura 27b mostra a mesma atitude Nadir, porém sem a ocorrência de eclipse, onde nota-se que os lados X- e X+ não geram mais energia. Além disso, é possível perceber que, para ambos casos de atitude Nadir, os instantes que fornecem a maior potência gerada ocorrem nas intersecções das curvas entre dois painéis, sendo em nenhum momento observado mais de três painéis gerando energia simultaneamente.

Quando os resultados para a atitude de Máxima Projeção são avaliados, o cenário é diferente, pois neste caso tem-se três lados gerando energia ao mesmo tempo e no mesmo nível. Isso ocorre porque esta configuração está associada à uma exposição constante de três superfícies diretamente para o Sol. Como observado na Figura 27c e 27d, embora individualmente os painéis não chegam no mesmo patamar de geração de energia quando comparado ao caso Nadir, na soma total se alcança

valores mais elevados. Ainda que não seja possível ver com clareza, os lados X-, Y- e Z+ estão gerando energia igualmente, em aproximadamente 0,71 W. O comportamento observado na Figura 27c é semelhante ao da Figura 27d, contudo, exceto que na ocorrência do eclipse entre 1740 e 3900 segundos nenhum dos painéis é capaz de fornecer energia, que é representado pelo comportamento de degrau no gráfico.

De modo a analisar o efeito de variadas condições de absorptividades e emissividades, a potência gerada para as quatro condições comentadas previamente neste trabalho também foram obtidas e estão ilustradas na Figura 28. Exceto pelo caso com $\alpha = 0,7$ e $\epsilon = 0,3$, todos os demais casos apresentam praticamente o mesmo comportamento (magnitude e simetria).

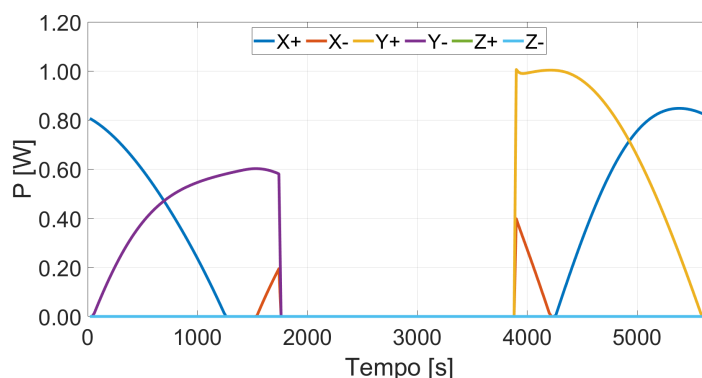
Figura 28 – Potências para diferentes absorptividades e emissividades, com $V_{PV} = 2,3V$



Fonte: Elaborado pelo autor.

Para explicar o comportamento distinto do caso $\alpha/\epsilon = 0,7/0,3$, tem-se a combinação de uma série de motivos. Ao observar a Figura 21a, no instante de 1400 s já há radiação chegando no painel X-, portanto ele, em princípio, teria condições de gerar energia. Contudo, ao observar a Figura 29 percebe-se que este painel começa a gerar somente à partir de 1520 s, quando a radiação solar já atinge um nível 181 W/m^2 .

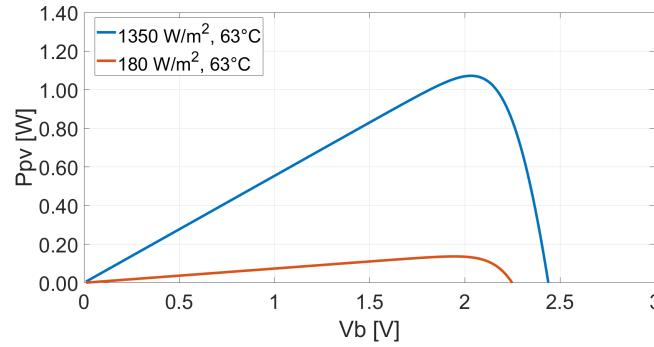
Figura 29 – Geração de energia em cada painel fotovoltaico, para $\alpha = 0,7$, $\epsilon = 0,3$ e $V_{PV} = 2,3 \text{ V}$



Fonte: Elaborado pelo autor.

Ao observar o nível de temperatura do painel X- na Figura 24c, no momento em que ele começa a gerar energia, sua temperatura é de aproximadamente 63°C . Ao plotar a curva característica do painel fotovoltaico empregado neste trabalho para esta temperatura, porém com uma radiação solar de 180 W/m^2 (1 W/m^2 abaixo do nível visto em 1520 s), tem-se a Figura 30.

Figura 30 – Curva característica do painel fotovoltaico utilizado



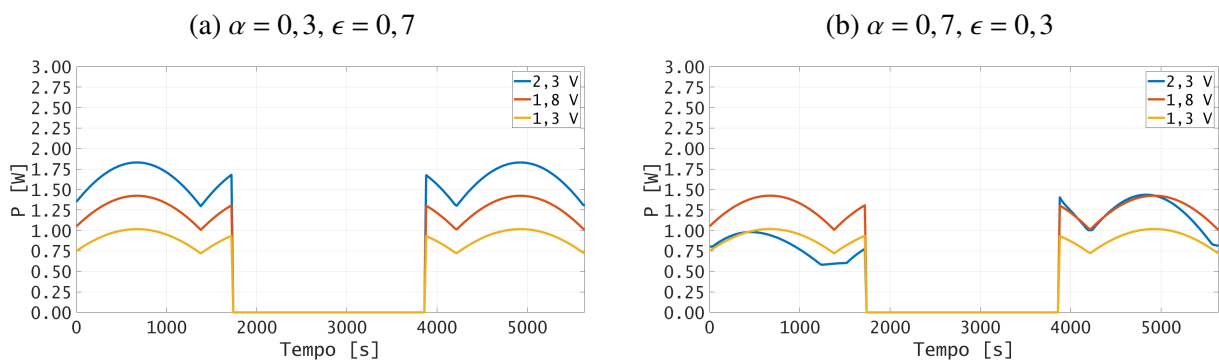
Fonte: Elaborado pelo autor.

Esta curva de potência em função da tensão do painel fotovoltaico demonstra que, para a combinação anterior, a tensão de circuito aberto (V_{OC} da Equação 11) é em torno de 2,25 V, sendo este um valor abaixo da tensão $V_{PV} = 2,30$ V empregada para gerar os dados da Figura 28, portanto o painel é incapaz de gerar energia para essa condição, mesmo que exista radiação solar incidente sobre ele. Por outro lado, para o mesmo instante de 1520 s, o painel Y- também tem aproximadamente a mesma temperatura de 63°C, porém a radiação solar incidente sobre ele é de 1350 W/m², e esta combinação resulta em uma tensão de circuito aberto de 2,44 V, que está acima dos 2,30 V empregados na simulação, ou seja, este painel consegue gerar energia.

Esta combinação de radiação solar e temperatura que ocorre em cada lado do CubeSat, aliada à tensão V_{PV} empregada, também explica a assimetria observada na potência. Verificando a radiação nos lados Y- e Y+ da Figura 21a, percebe-se que elas são espelhadas, sendo que o lado Y- recebe antes do eclipse, enquanto o lado Y+ apenas a recebe após o eclipse. Contudo, a temperatura de todo o CubeSat ao sair do eclipse é menor do que antes dele entrar, resultando em uma geração mais eficiente em Y+ do que em Y-.

A Figura 31 ilustra a influência da tensão V_{PV} aplicada nos dois cenários extremos de temperaturas, obtidos com $\alpha/\epsilon = 0,3/0,7$ (caso frio) e $\alpha/\epsilon = 0,7/0,3$ (caso quente), indicando que a tensão do painel fotovoltaico impacta diretamente na geração de energia. Contudo, o valor exato que promoveria a máxima geração não é constante para um CubeSat em órbita, pois este parâmetro também é influenciado pela radiação solar e temperatura do painel, sendo ambas dinâmicas ao longo da órbita.

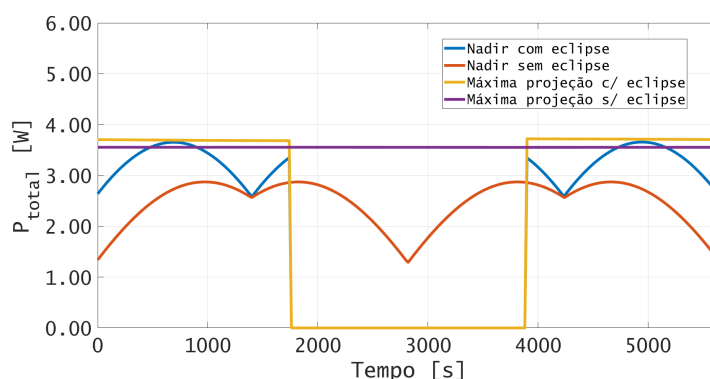
Figura 31 – Potências geradas pelos painéis fotovoltaicos para diferentes tensões V_{PV}



Fonte: Elaborado pelo autor.

Por fim, a Figura 32 demonstra as potências totais geradas pelo CubeSat 2U para as 4 condições estudadas neste trabalho, considerando que os lados X e Y têm o dobro de tamanho, ou seja, o do dobro de painéis, do que o lado Z. Pode-se notar que a atitude de Máxima Projeção sem eclipse representa a condição de maior potência gerada em média durante toda uma órbita, gerando aproximadamente 3,55 W para todos os instantes. Entretanto, a atitude de Máxima Projeção com ocorrência do eclipse, apresenta os maiores valores de potência, sendo de 3,68 W, com exceção do período de eclipse onde a potência gerada é nula. Já para os cenários Nadir, com a ocorrência de eclipse, ocorrem picos de energia sendo gerados a cada 680 s que atingem 3,65 W, enquanto que os valores mínimos fora do eclipse são de 2,58 W. Para o Nadir sem eclipse, os valores de máximo e mínimo são 2,87 W e 1,29 W, respectivamente.

Figura 32 – Potências totais geradas pelo CubeSat 2U ao longo de uma órbita, para $\alpha/\epsilon = 0,3/0,3$



Fonte: Elaborado pelo autor.

A Tabela 8 fornece os valores das potências totais obtidas ao longo de uma órbita completa, para cada cenário avaliado, onde verifica-se que o caso com Máxima projeção sem eclipse apresenta a maior capacidade de gerar energia, seguido do caso Nadir sem eclipse.

Tabela 8 – Potências totais geradas para os diferentes cenários avaliados

Cenário	Potência total [W]
Com eclipse Nadir	11393
Sem eclipse Nadir	13907
Com eclipse Máxima Projeção	13034
Sem eclipse Máxima Projeção	20110

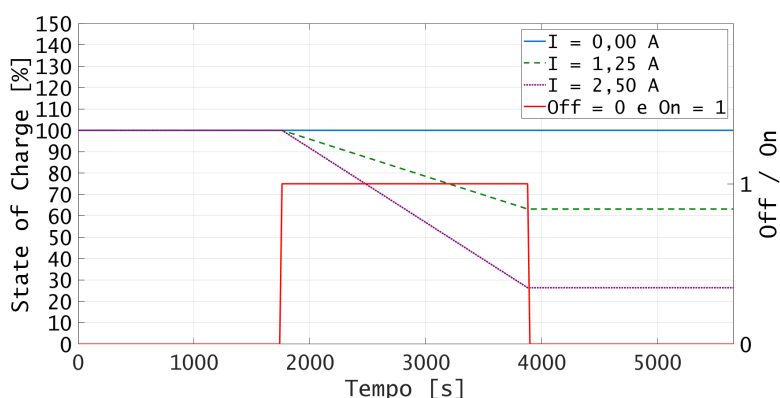
Fonte: Elaborado pelo autor.

4.3 BATERIAS

Para discutir os resultados térmicos referentes à bateria, primeiramente é necessário ilustrar o seu funcionamento. Neste trabalho considerou-se que a bateria seria utilizada somente nos instantes em que o CubeSat encontrava-se sob o eclipse da Terra, portanto os cenários sem eclipse não são abordados aqui, e nenhuma avaliação relacionada ao seu carregamento foi executada. Para ilustrar a análise, apenas o cenário de atitude Nadir com eclipse será discutido para diferentes correntes passando pela bateria. A ocorrência destas correntes em CubeSats não foi avaliada, sendo apenas utilizadas para demonstrar a abrangência das simulações deste trabalho.

A Figura 33 mostra a relação de funcionamento da bateria e o comportamento do SoC (Equação 15), sendo que, até o instante de início do eclipse, o SoC para as 3 correntes, permanece no seu valor máximo de 100% e a bateria permanece desligada. Após o início do eclipse no instante 1740 s, a bateria é ligada, sendo este comportamento representada pela função degrau ascendente da linha vermelha, enquanto o SoC está representado pela cor azul para 0 A, verde para 1,25 A e roxo para 2,50 A. É possível visualizar uma reta descendente do SoC durante as fases do eclipse, demonstrando a redução da carga armazenada na bateria, que atinge o valor mínimo de 63% e 28% para $I = 1,25$ A e $I = 2,50$ A, respectivamente. Após o término do eclipse no instante de 3900 s, a bateria é desligada, ilustrada pelo retorno da linha vermelha para o valor 0, enquanto o SoC retornaria gradativamente para o estado de 100% ao acumular o excedente de energia gerado pelos painéis fotovoltaicos, embora essa situação não foi abordada neste trabalho.

Figura 33 – Gráfico de On/Off da bateria e SoC ao longo da órbita



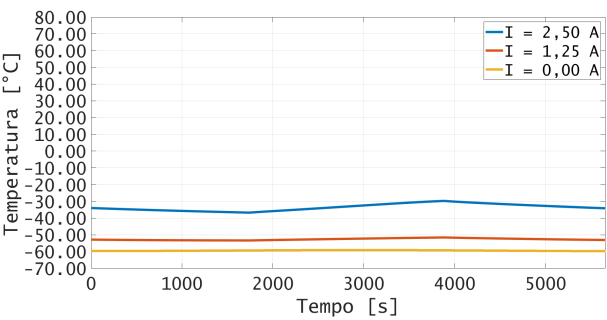
Fonte: Elaborado pelo autor.

Analisando a Figura 34, pode-se comprovar um comportamento já esperado, que consiste em maiores valores de temperatura quando se usa correntes mais elevadas. Este comportamento pode ser visualizado em ambos os cenários de parâmetros de absortividade e emissividade, sendo que a temperatura para maior corrente na Figura 34a é em média 40% superior ao caso sem nenhuma corrente, resultando em um aumento de aproximadamente 30°C. Para a Figura 34b, que corresponde ao cenário mais quente, a temperatura da bateria para uma corrente constante de 2,5 A é 27% superior à de 1,25 A e 35% para o caso sem nenhuma corrente.

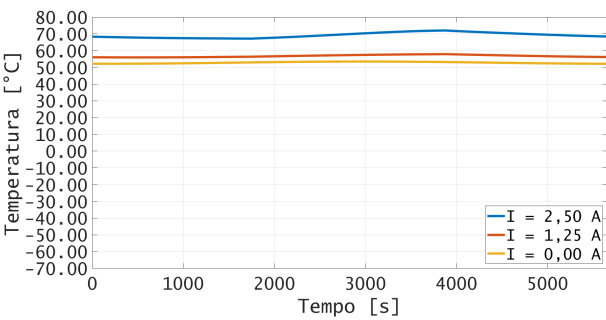
Estes resultados indicam que a análise térmica de uma bateria em CubeSat deve levar em consideração a corrente passando por ela, sendo necessário conhecer a magnitude ao longo do tempo.

Figura 34 – Temperatura da bateria para correntes variadas

(a) $\alpha = 0,3$ e $\epsilon = 0,7$



(b) $\alpha = 0,7$ e $\epsilon = 0,3$



Fonte: Elaborado pelo autor.

5 CONCLUSÃO

A partir de todos os resultados obtidos através das simulações computacionais para as variadas atitudes, órbitas e parâmetros eletrônicos e físicos do nanossatélite, pôde-se perceber que estes são responsáveis por gerar um impacto significativo no modo de operação do satélite, principalmente térmico e elétrico. Desta forma, o correto dimensionamento dos componentes, materiais e subsistemas de gerenciamento térmico e elétrico a serem utilizados é de extrema importância para que o satélite seja capaz de cumprir sua missão. Além disso, foi possível, verificar que a bateria representa o maior potencial de risco dos componentes eletrônicos, uma vez que quando exposta às condições de frio e calor extremo, ultrapassa as especificações térmicas determinadas pelos fabricantes. Os resultados indicaram que os parâmetros superficiais como absortividade e emissividade impactam diretamente na temperatura do CubeSat, e promovem patamares bem distintos, dependendo da sua combinação.

Além de ser necessário simular as temperaturas para projetar o subsistema de controle térmico e evitar condições não recomendadas pelo fabricante, os resultados obtidos mostraram também que a capacidade de geração pelo efeito fotovoltaico deve levar em consideração os níveis de temperatura envolvidos, e não somente a radiação solar. Dependendo da tensão associada ao painel fotovoltaico, tem-se diferentes níveis de sensibilidade do painel com a temperatura, sendo necessário considerar ambos nas simulações envolvendo energia. Por fim, as simulações envolvendo a bateria também reforçam a necessidade da área térmica e elétrica serem integradas e resolvidas em um único modelo para estimar o seu comportamento.

5.1 IDEIAS PARA TRABALHOS FUTUROS

Diante do que foi desenvolvido e discutido ao longo deste trabalho, as seguintes sugestões são colocadas como trabalhos futuros:

- Construção de um simulador solar para avaliar o comportamento térmico e elétrico do CubeSat 2U em laboratório;
- Inserir a transferência de calor interna por radiação;
- Avaliar a geração de energia com variações de tensão no painel solar tipicamente encontradas ao longo da órbita;
- Avaliar a temperatura da bateria com correntes tipicamente encontradas ao longo da execução de tarefas em órbita;
- Estimar o impacto da temperatura no ciclo de vida da bateria.

REFERÊNCIAS

- ABDELKHALEK, H. S. et al. Simulation and prediction for a satellite temperature sensors based on artificial neural network. **Journal of Aerospace Technology and Management**, p. 14, 2019.
- AEB, A. E. B. **FloripaSat-1 completa sete meses na órbita da Terra e valida módulos de software e hardware**. 2020. Disponível em: <<https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/floripasat-1-completa-sete-meses-na-orbita-da-terra-e-valida-modulos-de-software-e-hardware>>.
- AMARANTE, H. M. D. et al. Avaliação da radiação térmica absorvida por placas fotovoltaicas para geração de energia. 2019.
- ATAR, C.; AKTAŞ, M.; SÖZBİR, N. Investigation of external heats for cubesats at various low earth orbits. **Pamukkale University Journal of Engineering Sciences**, v. 29, 01 2022.
- BERNARDI, D.; PAWLIKOWSKI, E.; NEWMAN, J. A general energy balance for battery systems. **Journal of The Electrochemical Society**, The Electrochemical Society, Inc., v. 132, n. 1, p. 5, jan 1985. Disponível em: <<https://dx.doi.org/10.1149/1.2113792>>.
- BORGES, A. **Direito espacial: sua criação, estagnação e urgência de evolução jurídica**. Goiânia, Goiás - Brasil: [s.n.], 2021. Dissertação de mestrado.
- BULUT, M.; SOZBİR, N. Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations. **Applied Thermal Engineering**, v. 75, p. 1076–1083, 2015. ISSN 1359-4311. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359431114009302>>.
- CALPOLY, C. P. S. U. Cubesat design specification rev. 14.1. **The CubeSat Program, Cal Poly SLO**, p. 34, 2022.
- CAPPELLETTI, C.; BATTISTINI, S.; MALPHRUS, B. **CubeSat Handbook: From Mission Design to Operations**. London Wall, London - United Kingdom: Academic Press, 2020. ISBN 9780128178843.
- CARRACE, N. C. da C. et al. Uso espacial de painéis solares e baterias no suprimento de energia elétrica de pequenos satélites. **Rede de Ensino Doctum - Unidade Juiz de Fora**, 2022.
- CENGEL, Y. A. **Thermodynamics: An Engineering Approach, 7th Edition**. New York, New York - United States of America: The McGraw-Hill Companies, Inc, 2011.
- CENTRO DE GESTÃO E ESTUDOS ESTRATÉGICOS - CGEE. **Cubesats**. [S.l.], 2018. 46 p. ISBN: 978-85-5569-142-3.
- CORPINO, S. et al. Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit. **Acta Astronautica**, v. 115, p. 247–261, 2015. ISSN 0094-5765. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576515001940>>.
- COSTA, L. L. Estudos de subsistemas de controle térmico para pequenos satélites para aplicação ao nanosatc-br. **Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CIE/INPE – MCT**, p. 67, 2008.
- DEHBONEI, H.; LEE, S. R.; NEHRIR, H. Direct energy transfer for high efficiency photovoltaic energy systems part i: Concepts and hypothesis. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, v. 45, n. 1, p. 31–45, 2009.

DIAZ-AGUADO, M. et al. Small satellite thermal design, test, and analysis. **Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering**, 05 2006.

FIGINI, G. F. **O DIREITO NASCIDO NO ESPAÇO: UMA ANÁLISE HISTÓRICA**. Porto Alegre, Rio Grande do Sul - Brasil: [s.n.], 2020. Dissertação de mestrado.

FILHO, E. M. **A coupled irradiance: thermal 3D numerical framework for simulation of CubeSats**. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, Santa Catarina - Brasil, 2021.

FILHO, E. M. et al. Irradiation flux modelling for thermal–electrical simulation of cubesats: Orbit, attitude and radiation integration. **Energies**, v. 13, n. 24, 2020. ISSN 1996-1073. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/1996-1073/13/24/6691>>.

FORTESCUE, P.; SWINERD, G.; STARK, J. **Spacecraft Systems Engineering, 4h Edition**. Hoboken, New Jersey - United States of America: John Wiley & Sons Inc., 2011. ISBN 978-0-470-75012-4.

FOUNDATION, S. **CubeSats**. 2022. Disponível em: <https://www.spacefoundation.org/space_technology_hal/cubesats/>.

GILMORE, D. G. **Spacecraft Thermal Control Handbook, 2nd Edition**. 1801 Alexander Bell Drive, Reston, Virginia 20191-4344: American Institute of Aeronautics & Astronautics (AIAA), 2002.

GOMSPACE. **Power Systems**. 2024. Disponível em: <<https://gomspace.com/home.aspx>>.

HUGHES. **Hughes Jupiter 3 Sattelite**. 2023. Disponível em: <<https://www.hughes.com.br/>>.

INPE. **SCD-1 COMPLETA 20 ANOS EM ÓRBITA. PRIMEIRO SATÉLITE BRASILEIRO COMPROVA O ÊXITO DA ENGENHARIA ESPACIAL NO PAÍS**. 2013. Disponível em: <<https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias>>.

INPE. **Lançamento CBERS-4**. 2014. Disponível em: <<http://www.cbers.inpe.br/lancamentos/cbers4.php>>.

JACKLIN, S. A. Small-satellite mission failure rates. **NASA Ames Research Center**, p. 46, 2019.

JUNIOR, F. D. P. M. **Avaliação do uso de tubos de calor para o controle térmico em nanossatélites**. Joinville, Santa Catarina - Brasil: [s.n.], 2017. Dissertação de mestrado.

KULU, E. **Nanosats Database**. 2024. Disponível em: <<https://www.nanosats.eu/>>.

LAHRICHI, A. Heat transfer modeling and simulation of masat1. 05 2017.

LAI, Y. et al. A compact and lightweight liquid-cooled thermal management solution for cylindrical lithium-ion power battery pack. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, v. 144, p. 118581, 2019. ISSN 0017-9310. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S001793101836455X>>.

LYON, R.; SELLERS, J.; UNDERWOOD, C. Small satellite thermal modeling and design at usafa: Falconsat-2 applications. In: . [S.l.: s.n.], 2002. p. 7–3391. ISBN 0-7803-7231-X.

MARTINEZ, S. V. et al. An integrated thermal-electrical model for simulations of battery behavior in cubesats. **Applied Sciences**, p. 11, 2021.

Morsch Filho, E.; SEMAN, L. O.; Paulo Nicolau, V. de. Simulation of a cubesat with internal heat transfer using finite volume method. **Applied Thermal Engineering**, v. 193, p. 117039, 2021. ISSN 1359-4311. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S135943112100483X>>.

NASA. **Jason-3**. 2016. Disponível em: <<https://www.jpl.nasa.gov/missions/jason-3>>.

NASA. **What are smallsats and Cubesats**. 2024. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/what-are-smallsats-and-cubesats/>>.

PAIKOWSKY, D. What is new space? the changing ecosystem of global space activity. **Mary Ann Liebert Inc.**, p. 5, 2017.

PEREIRA, I. S. **A efetividade do regime das nações unidas para o espaço exterior diante da armamentização do espaço**. Uberlândia, Minas Gerais - Brasil: [s.n.], 2022. Dissertação de mestrado.

POLAT, H.; VIRGILI-LLOP, J.; ROMANO, M. Survey, statistical analysis and classification of launched cubesat missions with emphasis on the attitude control method. **Journal of Small Satellites**, v. 5, p. 513–530, 01 2016.

Portal de Laboratórios Virtuais de Processos Químicos. **TRANSFERÊNCIA DE CALOR**. 2015. Disponível em: <http://labvirtual.eq.uc.pt/siteJoomla/index.php?option=com_content&task=view&id=248&Itemid=422>.

REISS, P. et al. New methodologies for the thermal modeling of cubesats. In: . [S.l.: s.n.], 2012.

RICHMOND, J. A. **Adaptive thermal modeling architecture for small satellite applications**. Tese (Doutorado) — Massachusetts Institute of Technology, 2010.

SANTOS, D. M. dos. O desenvolvimento e a utilização de cubesats no programa espacial brasileiro de 2015 a 2021. p. 20, 2021.

SCHOENI, R. et al. Life after cutbacks: Tracking california's aerospace workers. **RAND Corporation**, n. 26, p. 95, 1996.

SEBASTIAN, J. T.; BABY, V. Y. Numerical investigation of thermal energy storage panel using nanoparticle enhanced phase-change material for micro satellites. **International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)**, v. 5, n. 4, p. 2330–2335, 2018.

SLONGO, L. K. et al. Nanosatellite electrical power system architectures: Models, simulations, and tests. **International Journal of Circuit Theory and Applications**, v. 48, n. 12, p. 2153–2189, 2020. Disponível em: <<https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1002/cta.2872>>.

SPACELAB, U. **FloripaSat-1 - UFSC**. 2020. Disponível em: <<https://floripasat.ufsc.br/pt/2020/01/30/resumo-mensal-janeiro-2020/>>.

SPACELAB, U. **GOLDS-UFSC**. 2024. Disponível em: <<https://spacelab.ufsc.br/en/golds-ufsc/>>.

SPACEX, S. E. T. C. **HUGHES JUPITER 3 MISSION**. 2023. Disponível em: <<https://www.spacex.com/launches/mission/?missionId=jupiter3>>.

VAN, J. et al. Mini mechanically pumped loop modelling and design for standardized cubesat thermal control. **International Conference on Environmental Systems**, v. 1, n. 2, p. 12, 2020.

VISIONA. **Plataforma VCUB**. 2023. Disponível em: <<https://visionaespaical.com/plataforma-vcub/>>.

XIN, S.; WANG, C.; XI, H. Thermal management scheme and optimization of cylindrical lithium-ion battery pack based on air cooling and liquid cooling. **Applied Thermal Engineering** **224** (2023), p. 12, 2023.

YİLDİZ İlhami. 1.15 solar energy. In: DINCER, I. (Ed.). **Comprehensive Energy Systems**. Oxford: Elsevier, 2018. p. 638–664. ISBN 978-0-12-814925-6. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780128095973001176>>.