

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA

"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"

CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

MATHEUS ZINGRA GOBETTI

**CONTROLE TÉRMICO DE UMA BATERIA EM UM NANOSSATÉLITE UTILIZANDO
MATERIAIS DE MUDANÇA DE FASE**

São João da Boa Vista

2025

Matheus Zingra Gobetti

**CONTROLE TÉRMICO DE UMA BATERIA EM UM NANOSSATÉLITE UTILIZANDO
MATERIAIS DE MUDANÇA DE FASE**

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
2025

G574c

Gobetti, Matheus Zingra

Controle térmico de uma bateria em um nanossatélite utilizando materiais de mudança de fase / Matheus Zingra Gobetti. -- São João da Boa Vista, 2025
59 p. : il., tabs.

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. Fluidodinâmica
computacional. 4. Calor Armazenamento. 5. Satélites artificiais. I. Título.

**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

**CONTROLE TÉRMICO DE UMA BATERIA EM UM NANOSSATÉLITE
UTILIZANDO MATERIAIS DE MUDANÇA DE FASE**

Aluno: Matheus Zingra Gobetti
Orientador: Prof. Dr. Edemar Morsch Filho

Banca Examinadora:

- Edemar Morsch Filho (Orientador)
- Murilo Sartorato (Examinador)
- Henrique Santos Ligeiro (Examinador)

Os formulários de avaliação e a ata da defesa, na qual consta a aprovação do trabalho, devidamente assinados pela banca encontram-se no prontuário eletrônico do aluno.

São João da Boa Vista, 08 de dezembro de 2025

AGRADECIMENTOS

A Deus, por tudo.

Aos meus pais, Márcio e Luciene, por todo o amor, apoio e suporte durante todas as fases da minha vida.

À minha irmã, Pamella, por todo o suporte e ajuda quando precisei.

Aos meus avós paternos, Sérgio e Teresinha, e maternos, Valentim e Iolanda, por todo o carinho.

Aos professores e funcionários da UNESP, pelo excelente trabalho e disponibilidade.

À professora Elaine Maria Cardoso, por toda a orientação, ajuda e oportunidades durante minha iniciação científica.

Ao professor Edemar Morsch Filho, por toda a orientação no desenvolvimento deste trabalho e também pelos conselhos, conversas e disponibilidade sempre quando preciso.

À Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo. O presente trabalho foi realizado com apoio da Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP), Brasil. Processo nº 2024/00620-3. Também à *Royal Society* (Reino Unido), no âmbito do programa de financiamento *International Collaboration Awards 2024* (ISPF, referência do projeto: ICAO/R1/241065, TERRA).

Aos colegas e amigos durante a graduação, em especial Giovanna Alves, Igor Araújo, Leonardo Takagaki, Kauê Castro, Tulio Bittar e Wagner Gomes, por todos os momentos, conversas e risadas.

*"Percebo que o mais importante neste mundo não é tanto onde estamos, mas em que direção
estamos caminhando..."*
(Oliver Wendell Holmes)

RESUMO

O crescimento do número de lançamentos de nanossatélites na última década evidencia as diversas oportunidades e aplicações encontradas nesse setor. Esses satélites vêm sendo empregados desde projetos amadores e de baixo custo até projetos para fins comerciais, científicos e militares. Assim, para garantir uma longa vida útil ao nanossatélite, torna-se vital desenvolver sistemas de gerenciamento térmico capazes de preservar a integridade dos componentes e subsistemas expostos ao ambiente espacial. Com esse propósito, este presente trabalho avaliou numericamente o comportamento térmico de um CubeSat 1U, que é um padrão dentro dos nanossatélites, em órbita baixa, utilizando um material de mudança de fase (PCM) como um sistema de controle passivo da temperatura da bateria. As análises foram conduzidas utilizando o software Ansys Fluent 2024 R1 e foram consideradas as fontes de radiação típicas dessa órbita, como fluxo solar, o albedo terrestre, a radiação infravermelha da Terra e o calor perdido pelo CubeSat para o espaço. Os resultados mostraram que o PCM diminuiu drasticamente as oscilações de temperatura da bateria em comparação com outros materiais analisados, como alumínio e teflon, chegando a uma diferença de até 6 °C no caso mais crítico. Portanto, pelo desempenho térmico apresentado pelo PCM e sua menor densidade em relação a outros materiais, conclui-se que o PCM tem um grande potencial para aplicações de controle térmico no setor aeroespacial.

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

ABSTRACT

The growing number of nanosatellite launches over the last decade highlights the wide range of opportunities and applications explored in this sector. These satellites have been employed in projects ranging from low-cost amateur missions to commercial, scientific, and military applications. To ensure a longer operational lifetime for the nanosatellite, it is essential to develop a thermal management system capable of preserving the integrity of the components and subsystems exposed to the space environment. In this context, the present work carried out a numerical evaluation of the thermal behavior of a 1U CubeSat, which is a category of nanosatellites, in low Earth orbit, using a phase change material (PCM) as a passive temperature control system for the battery. The simulations were performed using Ansys Fluent 2024 R1, considering the main radiation sources present in the orbital environment, including solar flux, Earth's albedo, infrared radiation emitted by the planet, and radiative heat exchange between the CubeSat and space. The results obtained demonstrated that the use of PCM significantly reduces the temperature variation of the battery when compared to other analyzed materials, such as aluminum and teflon, reaching a difference of up to 6 °C in the most critical case. Therefore, based on its thermal performance and lower density relative to alternative materials, it is concluded that PCM has strong potential for thermal control applications in the aerospace sector.

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

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Tamanhos dos CubeSats	16
Figura 2 – Nanossatélites lançados em cada ano	19
Figura 3 – Missões dos nanossatélites lançados em cada ano	20
Figura 4 – Calor absorvido por cada painel dos CubeSats em um altitude de 1200 km	22
Figura 5 – Temperaturas máxima, mínima e média de cada painel dos CubeSats	23
Figura 6 – Temperaturas extremas de cada componente	23
Figura 7 – Comparação entre a temperatura para vários ângulos de inclinação da órbita	24
Figura 8 – Comparação entre as temperaturas da bateria de cada CubeSat	24
Figura 9 – Temperatura na base de cada painel para PCMs com diferentes pontos de fusão para potência de 13 W	25
Figura 10 – Temperatura da superfície na câmara a vácuo	25
Figura 11 – Vista em corta do aparato experimental	26
Figura 12 – Comparação da temperatura sobre o aquecedor do processador utilizando PCM e alumínio	26
Figura 13 – Esquemático do controle térmico utilizando PCM	26
Figura 14 – Perfil de temperatura em °C para (a) pinos triangulares, (b) pinos quadrados, (c) pinos circulares, (d) sem pinos, (e) pinos triangulares afilados, (f) pinos quadra- dos afilados e (g) pinos circulares afilados	27
Figura 15 – Principais partes do CubeSat	28
Figura 16 – Espectro eletromagnético	32
Figura 17 – Radiação incidida em uma superfície	33
Figura 18 – Fontes de radiação em uma órbita baixa	34
Figura 19 – Malha do CubeSat	37
Figura 20 – Órbita com atitude Nadir	38
Figura 21 – Fluxos de radiação térmica para órbita com eclipse e atitude Nadir	40
Figura 22 – Temperatura dos painéis	41
Figura 23 – Validação do modelo da bateria	42
Figura 24 – Dados reais da temperatura em CubeSats	42
Figura 25 – <i>State of Charge</i> da bateria durante a órbita	44
Figura 26 – Calor gerado pela bateria durante o eclipse	44
Figura 27 – Temperatura média da bateria para envolvimento da bateria com diferentes ma- teriais	45
Figura 28 – Temperatura média da bateria com diferentes correntes	46
Figura 29 – Distribuição de temperatura nas baterias	47
Figura 30 – Temperatura do PCM para diferentes correntes	49
Figura 31 – Comparativo da temperatura do PCM para diferentes correntes	50
Figura 32 – Fração líquida do PCM	51

Figura 33 –Distribuição da fração líquida de PCM no plano YZ para cada caso	52
Figura 34 –Distribuição da fração líquida de PCM no plano XZ para cada caso	53
Figura 35 –Distribuição da fração líquida de PCM no plano XZ ampliado para cada caso	54

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Propriedades dos materiais	35
Tabela 2 – Teste de independência de malha	36
Tabela 3 – Parâmetros da malha	37
Tabela 4 – Propriedades dos materiais para envolvimento da bateria	39
Tabela 5 – Temperaturas extremas da bateria para cada caso, em °C	47
Tabela 6 – Frações líquidas mínimas e máximas de PCM	51

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AEB	Agência Espacial Brasileira
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ITA	Instituto Tecnológico da Aeronáutica
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
MLI	<i>Multi-Layer Insulation</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
ONU	Organização das Nações Unidas
PCM	<i>Phase Change Material</i>
PISO	<i>Pressure-Implicit with Splitting of Operators</i>
UFSC	Universidade Federal de Santa Catarina

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]
d	Distância entre dois corpos [m]
f	Termo que modela a reflexão dos raios solares pela superfície terrestre [-]
$\vec{F}$	Força [N]
$\vec{g}$	Aceleração gravitacional [m/s ²]
G	Constante gravitacional [N.m ² /kg ²]
h	Entalpia sensível específica [J/kg]
h_{ref}	Entalpia sensível específica de referência [J/kg]
H	Entalpia específica [J/kg]
I	Corrente de descarga [A]
k	Condutividade térmica [W/m.K]
L	Calor latente do material [J/kg]
m	Massa do satélite [kg]
M	Massa do planeta [kg]
$\dot{q}$	Termo fonte [W/m ³]
$\dot{q}_b$	Taxa de geração de calor da bateria [W/m ³]
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_{Terra}	Fluxo de calor emitido pela superfície terrestre [W/m ²]
Q''	Fluxo de calor [W/m ²]
r	Altitude do satélite [m]
R	Resistência da bateria [Ω]
$\bar{R}$	Raio do planeta [m]
SoC	<i>State of Charge</i> [%]
SoC _{in}	Valor inicial da carga [%]
t	Tempo [s]
T	Temperatura [°C]
T_{esp}	Temperatura do espaço no vácuo [°C]
T_L	Temperatura <i>liquidus</i> [°C]
T_{ref}	Temperatura de referência [°C]
T_S	Temperatura <i>solidus</i> [°C]
V_b	Volume da bateria [m ³]
$\partial U_O / \partial T$	Coeficiente térmico de entropia [mV/K]
α	Absortividade [-]
β	Fração líquida [-]
ΔH	Calor latente específico [J/kg]
ϵ	Emissividade [-]
θ	Ângulo [°]
λ	Comprimento de onda [m]
μ	Viscosidade dinâmica [Pa.s]
ρ	Densidade [kg/m ³]
$\bar{\rho}$	Refletividade [-]
σ	Constante de Stefan-Boltzmann [W/m ² K ⁴]
τ	Transmissividade [-]
ω	Velocidade angular [rad/s]

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	CONTEXTO HISTÓRICO	15
1.2	OS CUBESATS	16
1.3	MOTIVAÇÃO	17
1.4	OBJETIVOS	18
1.5	ESTRUTURA DO TEXTO	18
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	19
2.1	CONTROLE TÉRMICO DE UM CUBESAT	20
2.1.1	Trabalhos relacionados	22
3	METODOLOGIA	28
3.1	GEOMETRIA	28
3.2	MODELO MATEMÁTICO	29
3.2.1	CubeSat	29
3.2.2	PCM	29
3.2.2.1	Ambiente de microgravidade	30
3.2.3	Bateria	31
3.3	Radiação	32
3.3.1	Condições de contorno	33
3.3.1.1	Fluxo solar	34
3.3.1.2	Albedo terrestre	34
3.3.1.3	Radiação infravermelha	35
3.3.1.4	Radiação para o espaço	35
3.4	MATERIAIS	35
3.5	SIMULAÇÃO NUMÉRICA	36
3.5.1	Malha	36
3.6	ESTUDOS DE CASO	37
3.6.1	Órbita e atitude	37
3.6.2	Invólucro da bateria	38
4	RESULTADOS	40
4.1	FLUXOS DE RADIAÇÃO E TEMPERATURA DO CUBESAT	40
4.2	VALIDAÇÃO	41
4.3	BATERIA	43
4.4	PCM	49
5	CONCLUSÃO	55

5.1 IDEIAS PARA ESTUDOS FUTUROS 55

REFERÊNCIAS 56

1 INTRODUÇÃO

1.1 CONTEXTO HISTÓRICO

O primeiro satélite artificial a ser lançado pelo homem foi o Sputnik-1, lançado pela União Soviética no dia 4 de outubro de 1957. Ele foi projetado para fornecer informações sobre a densidade e temperatura sobre a atmosfera, ficando no total 92 dias em órbita, até se queimar quando retornou de sua órbita para a atmosfera. Este satélite possuía uma órbita com 941 km de apogeu e uma inclinação de $65,1^\circ$. Ainda em 1957 foi lançada o Sputnik-2, levando pela primeira vez um ser vivo a orbitar o planeta Terra: a cadela Laika. No ano seguinte, ocorreu ainda o lançamento do Sputnik-3, com o objetivo de estudar a ionosfera terrestre, seu campo magnético e também meteoroides (Maini; Agrawal, 2011).

Em resposta a isso, os Estados Unidos da América lançaram no Cabo Canaveral em janeiro de 1958 o Explorer-1, seu primeiro satélite. Sua órbita tinha um apogeu de 2534 km e uma inclinação de $33,14^\circ$. Foi ele o responsável por confirmar que a Terra é cercada por um cinturão de radiação que é mantido pelo seu campo magnético. Nos meses seguintes, os EUA lançaram outros satélites como Explorer-2, Vanguard-1 e Vanguard-1 (TV-4), sendo apenas o lançamento do último bem-sucedido (Maini; Agrawal, 2011).

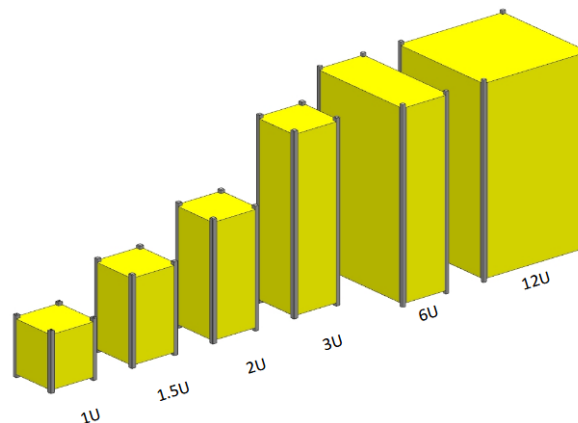
Em seguida aos lançamentos desses satélites, houve uma preocupação sobre a utilização dessa tecnologia para fins militares, pois o mundo estava no contexto da Guerra Fria. Isso levou a Assembleia Geral da ONU a criar o Comitê das Nações Unidas para Uso Pacífico do Espaço Exterior, fundado oficialmente em dezembro de 1959. Em 1963 ainda foi assinado o Tratado de Proibição Parcial de Testes, que proibia a realização de testes nucleares na atmosfera, no espaço sideral e em ambiente subaquático (Jankowitsch, 2015). É desse período que surgem as primeiras regulamentações sobre o uso das órbitas por satélites.

Mesmo com grande incentivo militar para o desenvolvimento dos satélites, que persiste ainda hoje, as tecnologias geradas possuem diversas aplicações no meio civil. Entre elas estão: comunicações, meteorologia, sensoriamento remoto, navegação (GPS), televisão. Com o fim da União Soviética em 1991, houve uma redução no investimento em lançamentos espaciais, iniciando assim uma fase de redução dos custos e otimização dos lançamentos (Schoeni *et al.*, 1996). Aliado a isso, o grande desenvolvimento da microeletrônica permitiu a miniaturização dos sistemas, surgindo assim na década de 1990 os micro e nanossatélites, que são satélites com massas de até 10 kg. A construção de satélites cada vez menores permite que mais projetos e aplicações surjam, visto que o custo para colocar um objeto em órbita é muito caro e diretamente proporcional à sua massa. Ainda, em alguns casos, como na área de comunicações e sensoriamento remoto, como consequência dessa redução de custos de lançamento, utiliza-se uma constelação de nanossatélites ao invés de um menor número de satélites convencionais (grandes) para se alcançar um melhor desempenho (Ketsdever; Lee; Lilly, 2005).

1.2 OS CUBESATS

Dentro da categoria dos nanossatélites estão os CubeSats, que são um padrão de satélites que surgiu no final do século 20 nas universidades americanas. Seu principal propósito era educacional e também ter um baixo custo, sendo assim, uma porta de entrada para os estudantes na área aeroespacial. Mais especificamente, o projeto original do CubeSat surgiu em 1999, através de colaborações entre o Dr. Jordi Puig-Suari, da *California Polytechnic State University*, e o professor Bob Twiggs da *Stanford University*. A característica básica dos CubeSats é a padronização do seu tamanho e formato, sendo estipulado que o modelo 1U consiste nas dimensões de 100x100x100 mm, formando um cubo e podendo ter massa de até 2 kg. À partir desse formato padrão, surgem outros tamanhos, como o 2U (200x200x100 mm), 3U (300x200x100 mm), e assim por diante, sendo que as maiores dimensões são aproximadamente 12U (360x240x240 mm), que pode ter massa de até 24 kg (CalPoly, 2022). Na Figura 1 são mostrados os tamanhos dos CubeSats mais comuns.

Figura 1 – Tamanhos dos CubeSats



Fonte: CalPoly (2022).

Embora os custos de lançamento tenham reduzido significativamente ao longo do tempo, este ainda é um fator com grande impacto no orçamento de uma missão satelital. Ainda que o projeto e desenvolvimento de um CubeSat possam ser relativamente simples e de baixo custo, o veículo lançador que o leva até a órbita possui uma alta complexidade, que se traduz em elevados custos. Entretanto, a padronização do formato dos CubeSats favorece uma rápida e simples interface de integração com o veículo lançador e, principalmente, permite que diversos CubeSats peguem carona no mesmo veículo lançador, inclusive com satélites maiores, de tal forma que os custos sejam divididos entre os vários satélites, usualmente proporcional à massa (e volume). Ainda, dado o crescimento significativo de CubeSats, hoje em dia há iniciativas de lançamento voltadas para CubeSats, que visam facilitar ainda mais o acesso ao espaço, como o *CubeSat Launch Initiative* da NASA e o *Fly your Satellite!* da ESA (*European Space Agency*) (Bomani, 2021).

Ainda que os custos tenham sido reduzidos, eles ainda são significativos e os desafios no desenvolvimento de satélites, inclusive CubeSats, são diversos.

1.3 MOTIVAÇÃO

Por operarem em órbita, é praticamente inviável realizar alterações ou manutenções após o lançamento de um satélite, razão pela qual torna-se essencial que o seu projeto preveja adequadamente todos os desafios do seu ciclo de vida, desde as cargas estruturais durante o lançamento até as radiações e temperaturas em órbita. Embora há mais de 50 anos a humanidade lance satélites, estimar as condições em órbita e, a partir disso, propor soluções viáveis para os seus diversos sistemas ainda é um desafio.

O número de lançamentos de CubeSats teve um grande aumento na última década ao redor de todo o planeta, não sendo diferente no Brasil. Em nosso país, um dos lançamentos de destaque foi o do ITASAT-1, desenvolvido pelos estudantes do ITA em parceria com a Agência Espacial Brasileira (AEB) e o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). Outro destaque também foi o lançamento do FloripaSat-1 em 2019, desenvolvido por estudantes de engenharia da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC). Também já estão em desenvolvimento os projetos ITASAT-2 e FloripaSat-2, com previsão de lançamento nos próximos anos (ITA, 2025), (UFSC, 2025).

Dessa forma, para acompanhar essa crescente nacional e internacional, são necessários estudos que maximizem o desempenho do projeto como um todo e, antes disso, também garantam o seu adequado funcionamento durante todo o seu ciclo de vida. Em órbita, um dos principais parâmetros ambientais críticos sobre um satélite são os seus campos de temperatura, devido à combinação de radiação, vácuo e órbita. Este conjunto de parâmetros faz com que, em aproximadamente 100 minutos, os satélites, incluindo CubeSats, sofram variações significativas de temperatura ao longo da órbita, podendo chegar a valores acima de 50 °C quando expostos ao Sol e -20 °C quando passam pela sombra terrestre. Elevados gradientes também podem existir no satélite, pois o lado que não está voltado para o sol perde calor para o espaço profundo, que está na temperatura aproximada de -270 °C (Gilmore, 2002).

Os níveis de temperatura encontrados em órbita podem danificar permanentemente um satélite, pois os componentes eletrônicos dos seus subsistemas possuem um intervalo limitado de temperatura em que podem operar, perdendo eficiência ou apresentando mau funcionamento caso as temperaturas ultrapassem essa faixa. Entre os componentes de um CubeSat mais sensíveis à temperatura está a bateria. Como exemplo, para o modelo de bateria 18650, que é amplamente empregado em CubeSats, o intervalo recomendado de temperatura é de 0 °C a 45 °C quando está sendo carregada e de -20 °C a 5 °C quando descarrega (GOMspace, 2018).

Assim, antes do lançamento do satélite devem ser realizadas várias análises experimentais e numéricas em CFD (*Computational Fluid Dynamics*) para estimar o desempenho térmico dos diversos subsistemas em órbita. Com base nessas avaliações, soluções são propostas para garantir o seu funcionamento adequado. Embora a simulação em CFD sempre necessite de uma fundamentação experimental para validar seus resultados, ela é uma técnica que apresenta as vantagens de poder explorar, com certa facilidade e baixo custo, diferentes tecnologias, antes mesmo da sua fabricação.

As soluções para o gerenciamento térmico de um satélite que podem ser testadas em CFD são divididas em duas categorias: controle passivo ou controle ativo. A diferença entre eles é que apenas no segundo caso há o consumo de energia elétrica para sua operação. Entre as soluções de controle

passivo mais comuns estão tintas para controle de emissão/absorção de radiação pela superfície, tubos de calor e materiais de mudança de fase (*Phase Change Material* - PCM) (Gilmore, 2002). Focando apenas em PCM's, eles consistem em um material que pode fundir ou solidificar, a depender da sua temperatura, e nesse processo absorve ou libera energia na forma de calor latente, sem que ocorra uma variação significativa de temperatura (Mehling; Cabeza, 2008). Como os CubeSats possuem um tamanho pequeno, que limita sua capacidade de gerar energia pelos painéis fotovoltaicos, deve-se concentrar o seu consumo de potência para atividades nobres, como transmitir sinais, ler sensores e processar dados, do que dissipar em sistemas térmicos ativos, como aquecedores e bombas.

Pelos motivos expostos acima, este trabalho busca investigar o emprego de PCM no controle térmico de baterias de um CubeSat, a fim de promover missões satelitais eficientes e confiáveis.

1.4 OBJETIVOS

O trabalho tem como objetivo principal simular numericamente um PCM como controle térmico passivo de baterias de um CubeSat 1U.

Ademais, os objetivos específicos são:

- Simular a transferência de calor no CubeSat;
- Comparar o impacto da corrente elétrica da bateria no seu desempenho térmico;
- Comparar o controle térmico da bateria com PCM e outros materiais mais simples, como o alumínio e teflon;
- Verificar a influência do calor latente do PCM no controle térmico das baterias.

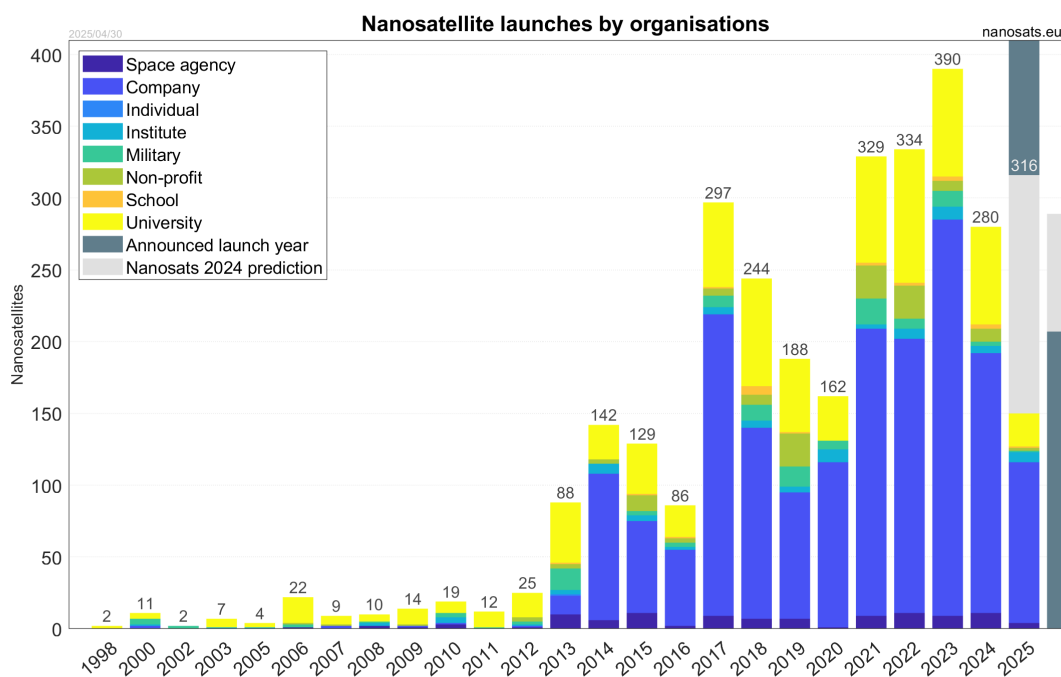
1.5 ESTRUTURA DO TEXTO

O presente trabalho foi dividido de forma que em seu Capítulo 2, consta a revisão bibliográfica, em que foram comentados a evolução do número de lançamentos de CubeSats na última década, junto com trabalhos semelhantes desenvolvidos por outros autores. No Capítulo 3 foi mostrado todo a metodologia utilizada no trabalho, envolvendo a geometria, equacionamento, modelos, condições de contorno e casos de estudo considerados. No Capítulo 4 são apresentados os resultados obtidos, que incluem as temperaturas da bateria, do invólucro da bateria e da fração líquida de PCM para cada caso analisado, junto com discussões a respeito desses resultados. E por fim, no Capítulo 5 são realizadas as conclusões sobre o trabalho e ideias para trabalhos futuros.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Desde 2014, a maioria de todos os satélites lançados em órbita são CubeSats, mostrando a grande popularidade alcançada por esses modelos. Também a partir desse mesmo ano, a maioria dos nanossatélites lançados são classificados como comerciais, superando a categoria acadêmica, o que demonstra a grande utilidade encontrada para essa categoria de nanossatélites. Através do site *Nanosats Database*, que coleta dados de todos os lançamentos de pico e nanossatélites (satélites com massa de 100 g a 10 kg), pode-se ver essa tendência na Figura 2. Esses dados são baseados na última atualização da base de dados do site, que ocorreu em abril de 2025.

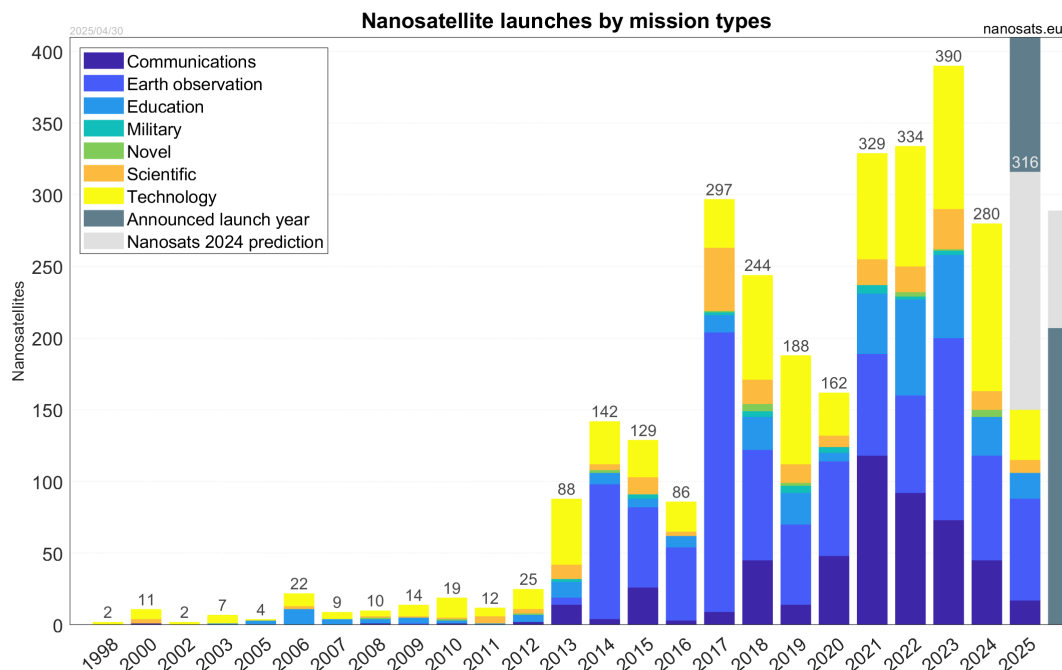
Figura 2 – Nanossatélites lançados em cada ano



Fonte: KULU (2025).

As aplicações dos nanosatélites são bem variadas e abrangentes, e é dentro desta categoria que estão os CubeSats. Como já mencionado, a razão principal da criação do padrão CubeSat foi para ajudar estudantes universitários a desenvolverem habilidades para o desenvolvimento de satélites. Atualmente, essa ainda é uma motivação considerável dos lançamentos dos CubeSats, porém outras aplicações tiveram um maior crescimento no decorrer dos anos. Uma dessas áreas são as de comunicações, principalmente para a formação de constelações de satélites, que possuem uma melhor eficácia para a transmissão de dados (Villela *et al.*, 2019). Outra vertente de destaque é para o teste de novas tecnologias para serem implementadas posteriormente em satélites de maiores dimensões, caso sejam bem sucedidos. Na Figura 3 são mostrados as missões típicas dos nanossatélites lançados até 2025.

Figura 3 – Missões dos nanossatélites lançados em cada ano



Fonte: KULU (2025).

2.1 CONTROLE TÉRMICO DE UM CUBESAT

Na etapa de fabricação de um CubeSat, usualmente avaliam-se os componentes e sistemas disponíveis no mercado, e assim se vê se eles atendem às dimensões, desempenho e confiabilidade desejadas. Caso contrário, é necessário fabricar e modelar os próprios sistemas de forma que os requisitos estabelecidos sejam atingidos. De forma geral, o CubeSat possui em sua estrutura: uma antena, painéis fotovoltaicos em suas faces externas, uma unidade concentradora de dados, uma carga paga, um processador embarcado, um transceptor, um sistema de fornecimento de energia e um sistema de controle de atitude. Assim, deve-se fazer um desenho em CAD alocando cada sistema no interior do CubeSat e verificar se está dentro das dimensões estabelecidas (Nieto-Peroy; Emami, 2019).

Em relação a estrutura, geralmente utiliza-se alumínio aeronáuticos, como as ligas 7075 ou 6061, em que são cobertas por uma camada anódica para se evitar corrosão. Já o uso de aço é limitado a elementos fixadores e a partes mecânicas. As placas de circuito impresso (PCB) são feitas utilizando camadas de fibras de vidro reforçadas de FR-4 com cobre, em que utiliza-se um revestimento e máscara de solda especiais para o ambiente espacial (Park; Kim; Park, 2021).

Por outro lado, o controle térmico geralmente é feito sob medida para cada missão. O principal objetivo do sistema de controle térmico de um satélite é manter todos os componentes a bordo dentro da faixa de temperaturas em que ele pode operar, de modo que utilize o mínimo de recurso possível. Outro objetivo também desejado é a redução dos gradientes de temperatura, principalmente de sistemas que sejam muito sensíveis a temperatura (Meseguer; Perez-Grande; Sanz-Andres, 2012). Assim, a utilização de softwares e métodos que sejam capazes de simular as condições sentidas em órbita pelo satélite são fundamentais para o desenvolvimento e dos sistema de gerenciamento térmico.

Para nanossatélites existem alguns desafios adicionais em comparação com satélites de dimensões convencionais, que são principalmente relacionados a limitações de espaço. Esses desafios são: a menor inércia térmica, o que faz ele ser mais sensível a variações térmicas do ambiente; o pequeno volume, que com a maior proximidade entre os componentes faz com que tenha um acoplamento térmico entre eles; a baixa disponibilidade de energia, o que impede a operação de sistemas mais robustos de resfriamento; a alta densidade de energia devido a proximidade dos componentes e ao baixo espaço disponível no interior do nanossatélite (NASA, 2025).

Independente destas características, o gerenciamento térmico pode ser feito através de duas formas: por sistemas ativos ou por sistemas passivos. A diferença entre esses sistemas é que o primeiro consome energia para conseguir operar enquanto o segundo não necessita de energia. Os sistemas ativos são geralmente utilizados em sistemas e em componentes com limites de temperatura mais restritos e mais sensíveis. Os principais sistemas desse tipo são: aquecedores elétricos, *cryocoolers*, refrigeradores termoelétricos e circuitos de fluido (Elshaer *et al.*, 2023).

Já os sistemas passivos são os preferidos para aplicações em nanossatélites e CubeSats, por não consumirem energia para operarem, que é limitada nessa categoria. Pertencem a esse tipo de sistemas tintas térmicas, que mudam os coeficientes de emissividade e absorvidade das estruturas, e também o isolamento multicamadas (*Multi-Layer Insulation* - MLI), de componentes e superfícies. Tem-se também *thermal straps*, que são elementos flexíveis e metálicos, feitos de alumínio ou cobre, que conectam uma fonte e um sumidouro de calor. Outro sistema muito comum são os tubos de calor, que funcionam através de um tubo metálico que possui um fluido de trabalho em seu interior. Assim, ao aquecer um lado do tubo, o fluido nessa região vaporiza, fazendo com que o gás se mova para o outro lado do tubo, que ao passar por vias capilarizadas se condensa novamente (Swanson; Birur, 2003).

Dentro dos sistemas passivos estão também os materiais de mudança de fase (*Phase Change Material* - PCM), que são materiais capazes de armazenar energia na forma de calor latente. Assim, o componente a ser termicamente controlado deve ter contato de alguma forma com o PCM, de forma que quando o componente está operando, o PCM derreta e quando deixe de operar, o PCM seja capaz de se solidificar novamente, sendo um processo cíclico. Os principais parâmetros desse tipo de materiais são: as temperaturas de solidificação e fusão, o calor latente de fusão e sua condutividade térmica. Os materiais devem ser escolhidos de forma que essas propriedades sejam compatíveis com as temperaturas e condições de operação do sistema a ser controlado. Assim, esses materiais apresentam ótimas características para condições de temperaturas cíclicas e transientes, podendo amenizar os efeitos causados por tais condições (Parolis; Pinter-Krainer, 1996).

No entanto, existem alguns desafios para a utilização do PCM, sendo um deles o aumento de massa que ele proporciona ao satélite, que é proporcional ao calor a ser dissipado e armazenado. Outra questão é sobre seu armazenamento, que requer uma geometria em que ele possa derreter e se solidificar sem vazamentos do material, que poderiam causar danos em outros componentes. Esses materiais geralmente possuem uma baixa condutividade, o que torna necessária a utilização de superfícies aletadas para aumentar a transferência de calor, resultando em mais massa para o satélite (Parolis; Pinter-Krainer, 1996).

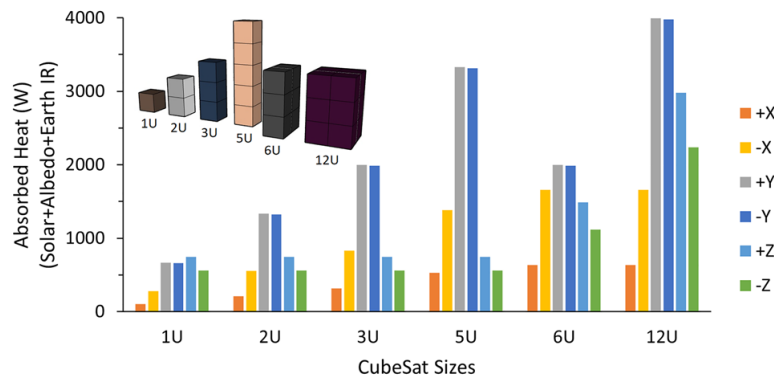
A utilização de PCM como forma de gerenciamento térmico de eletrônicos no setor aeroespacial

vem sendo estudada desde a década de 1960. Na década de 1970 as agências espaciais passaram a implementar essa tecnologia, sendo o primeiro uso feito pela NASA na Apollo 15 em 1971. Já a União Soviética implementou PCM pela primeira vez em 1972 na Venera-8, missão que tinha Vênus como destino. Nessa época, os PCM utilizados eram sais orgânicos, como nitrato de lítio, acetamina, sendo apenas posteriormente utilizados PCMs orgânicos, como parafina. Estudos mais recentes estudam formas de aumentar a condutividade térmica dos PCMs, através de inserção de preenchimentos metálicos, como alumínio, e utilização de espumas metálicas (Khan; Singh, 2024).

2.1.1 Trabalhos relacionados

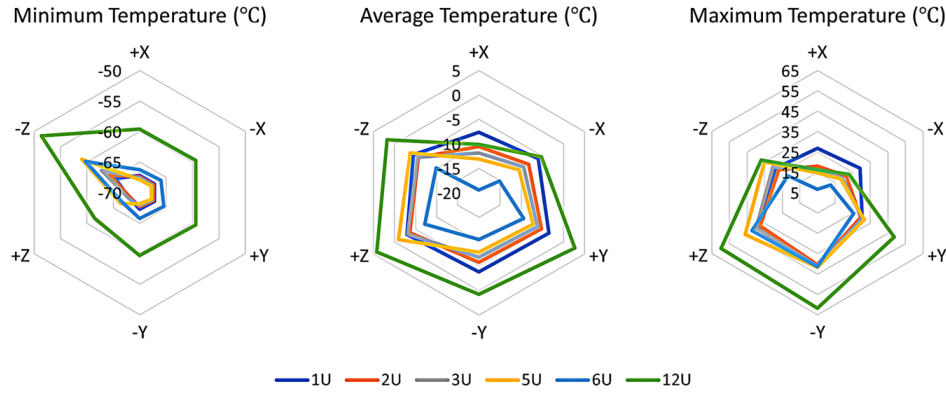
Esta seção busca apresentar trabalhos que já foram desenvolvidos no tema de transferência de calor em CubeSats e nanosatélites, inclusive na temática de PCM. Atar *et al.* (2023) investigaram os perfis de temperatura nos painéis de CubeSats de dimensões 1U, 2U, 3U, 5U, 6U e 12U. Foram avaliados também órbitas com altitudes de 400 a 2000 km, diferentes coeficientes de absorção e emissão nos painéis e diferentes valores de calor interno gerado. Os resultados foram obtidos através de simulação numérica por meio do software *Systema Thermica v4.9.0*, em que foram considerados a radiação solar, o albedo terrestre e o radiação infravermelha da Terra como fontes de calor externo. Na Figura 4 são mostrados a taxa de calor recebida por cada painel de cada CubeSat em uma altitude de 1200 km e na Figura 5 são mostradas as temperaturas máximas, média e mínimas em cada painel do CubeSat.

Figura 4 – Calor absorvido por cada painel dos CubeSats em um altitude de 1200 km



Fonte: Atar *et al.* (2023).

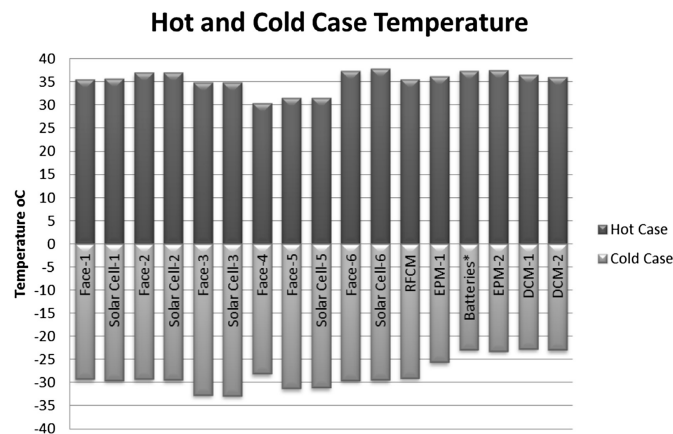
Figura 5 – Temperaturas máxima, mínima e média de cada painel dos CubeSats



Fonte: Atar *et al.* (2023).

Bulut & Sozbir (2015) avaliaram numericamente o desempenho térmico de um CubeSat 1U em um órbita de altitude de 600 km. Foram simuladas duas condições com fluxos em regime permanente, representando uma o caso mais quente e a outra o mais frio. Foram comparadas também as temperaturas para diferentes proporções da face do satélite compostas de painel solar, alumínio ou tinta preta. Na Figura 6 são mostradas as temperaturas máximas e mínimas de cada componente estudado, ficando apenas a bateria fora dos limites de temperatura de operação, para o caso mais frio.

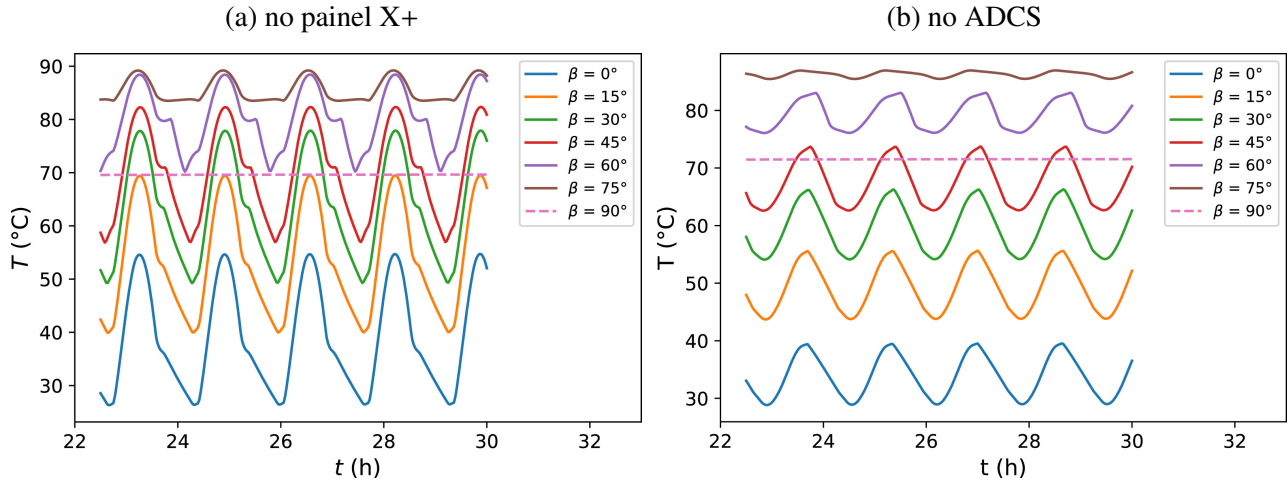
Figura 6 – Temperaturas extremas de cada componente



Fonte: Bulut & Sozbir (2015).

Garzon *et al.* (2022) estudaram numericamente o efeito térmico da variação do ângulo de inclinação da órbita para um CubeSat 3U, considerando também uma resistência de contato entre os componentes. A órbita analisada apresenta uma altitude de 722 km e também apresenta eclipse. Concluiu-se que o aumento do ângulo de inclinação de 0 a 75° aumenta a temperatura média do satélite, porém diminui a amplitude de oscilação, como mostrado na Figura 7. A partir de 15°, as temperaturas para alguns componentes internos passaram dos limites de operação, sendo necessário utilizar isolantes nesses componentes.

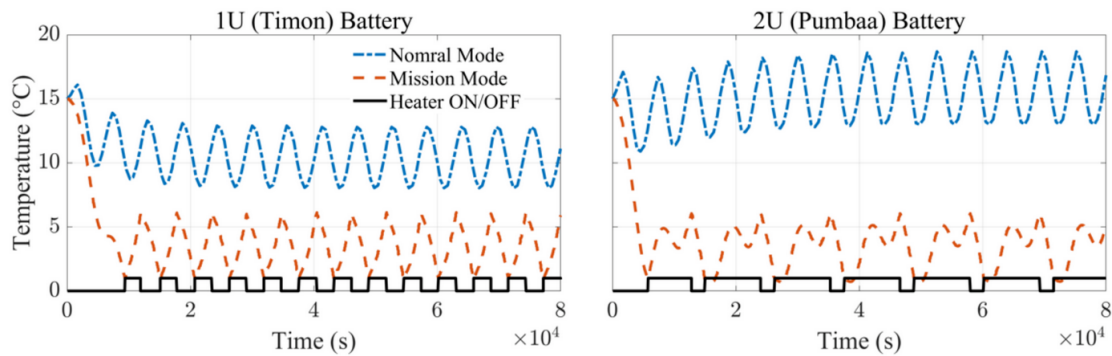
Figura 7 – Comparação entre a temperatura para vários ângulos de inclinação da órbita



Fonte: Garzon *et al.* (2022).

Park, Kim & Park (2021) realizaram análises térmicas e estruturais nos CubeSats Timon (1U) e Pumbaa (2U) através de métodos de elementos finitos. Utilizou-se aquecedores para realizar o gerenciamento térmico da bateria, ligando o aquecedor quando a temperatura fosse inferior a 1°C e desligando quando atingisse 6°C . As temperaturas das baterias de lítio obtidas para cada CubeSat é mostrada na Figura 8 em duas configurações com diferentes atitudes dos satélites. Os resultados foram validados através de experimentos térmicos em câmara a vácuo, mostrando que as temperaturas dos componentes ficaram dentro dos limites operacionais.

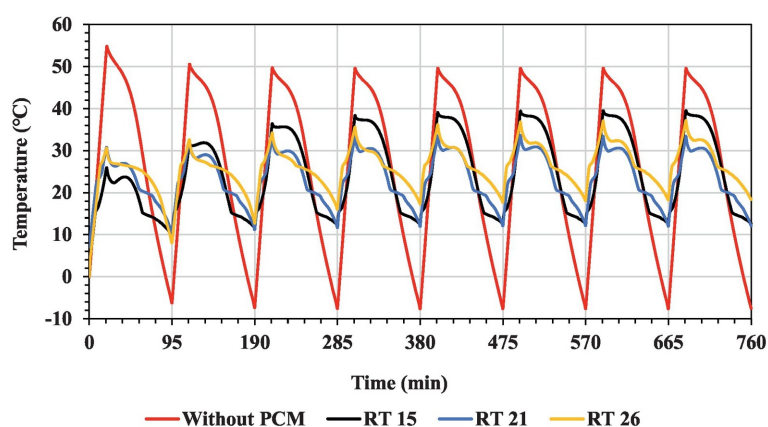
Figura 8 – Comparação entre as temperaturas da bateria de cada CubeSat



Fonte: Park, Kim & Park (2021).

Elshaer *et al.* (2023) avaliaram numericamente a utilização de PCMs em painéis de alumínio na superfície externa de um microsatélite com dimensões de $40 \times 40 \times 30$ cm em LEO com altitude de 500 km e fração de eclipse de 0,37. Foram comparados PCMs com temperaturas de fusão de 15, 21 e 26°C sob níveis de calor de 0, 10 e 13 W. Para temperatura de fusão de 15°C obteve-se uma temperatura máxima de $21,4^\circ\text{C}$, sendo 34,6% inferior ao caso sem PCM, e uma temperatura mínima de $7,8^\circ\text{C}$, representando um aumento de 162,4%, conforme ilustrado na Figura 9. A combinação de PCMs com diferentes pontos de fusão deixou as amplitudes de temperatura praticamente constantes com a variação da potência.

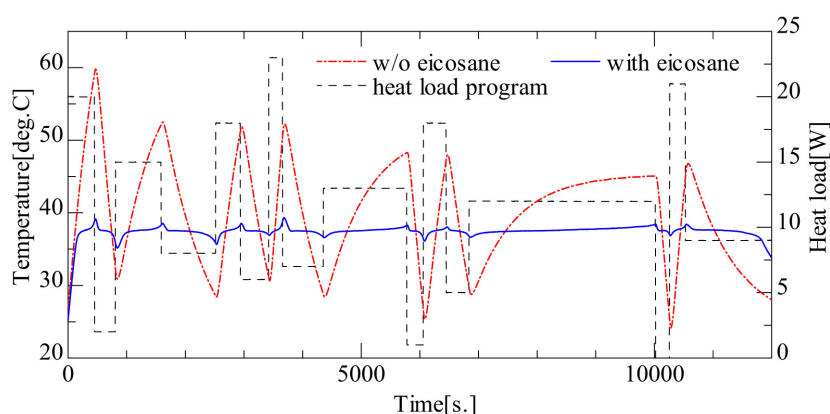
Figura 9 – Temperatura na base de cada painel para PCMs com diferentes pontos de fusão para potência de 13 W



Fonte: Elshaer *et al.* (2023).

Yamada & Nagano (2015) desenvolveram um sistema para armazenamento de energia através do uso de PCM feito de fibra de carbono reforçada por polímero de alta condutividade. Esse sistema foi fabricado e testado experimentalmente em câmara a vácuo e posteriormente instalado no microsatélite Hodoyoshi-4, lançado em 2014. O PCM escolhido foi o eicosano ($C_{20}H_{42}$), por ter uma alto calor latente de 226 J/g e uma temperatura de fusão de 36,4 °C, sendo injetado 9,8 g desse material na estrutura. Os resultados obtidos através dos testes mostraram que o PCM realmente reduziu a amplitude e os gradientes de temperatura, como mostrado na Figura 10.

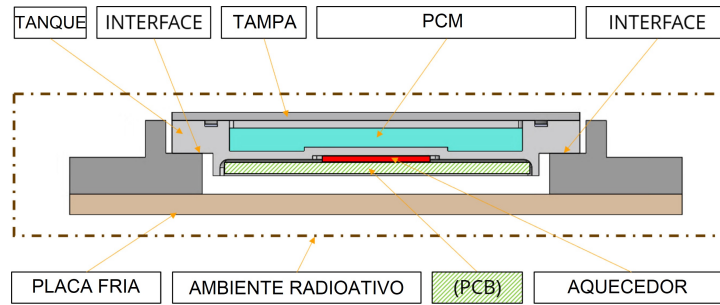
Figura 10 – Temperatura da superfície na câmara a vácuo



Fonte: Yamada & Nagano (2015).

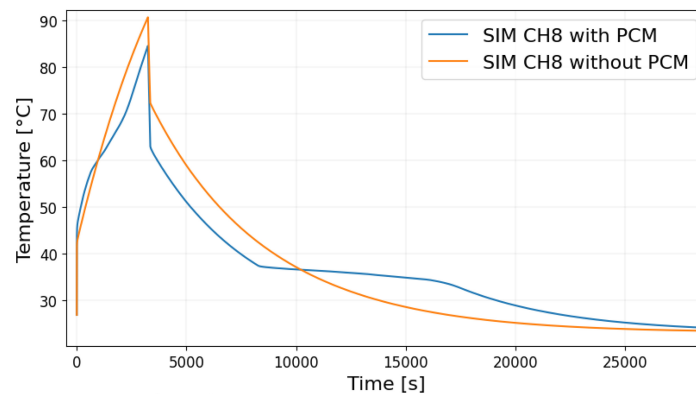
Jurkowski, Klimanek & Śladek (2025) investigaram experimentalmente e numericamente o uso de PCM para estabilizar a temperatura de eletrônicos de um pequeno satélite, através de testes em uma câmara a vácuo e pelo software *Simcenter FloEFD*. O equipamento eletrônico testado é um processador com potência de 9,6 W e o PCM escolhido foi o n-eicosano, com temperatura de fusão de 37 °C, sendo utilizado 36 g desse material. O esquema do aparato utilizado é mostrado na Figura 11. Os resultados apresentaram boa concordância entre as duas metodologias, sendo a máxima diferença de 1,6 °C. Também foi utilizado um bloco de alumínio com mesmo volume utilizado que o PCM para se avaliar o desempenho térmico, em que o PCM apresentou uma redução máxima de 6,2 °C e uma massa 3,5 vezes inferior ao bloco de alumínio, como apresentado na Figura 12.

Figura 11 – Vista em corta do aparato experimental



Fonte: Jurkowski, Klimanek & Sładek (2025).

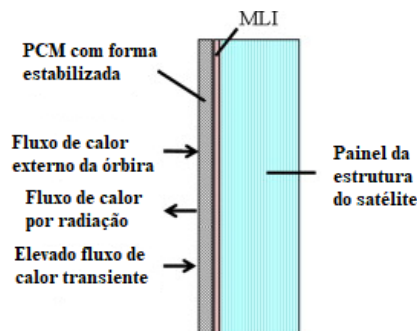
Figura 12 – Comparação da temperatura sobre o aquecedor do processador utilizando PCM e alumínio



Fonte: Adaptado de Jurkowski, Klimanek & Sładek (2025).

Wu *et al.* (2013) estudaram a utilização de PCM com forma estabilizada que não requer encapsulamento, por ser um PCM que é capaz de manter sua estrutura durante a transição de fase; e com alta condutividade térmica para ser utilizado na superfície externa do satélite. A pesquisa avaliou numericamente a resposta do sistema a altos fluxos de calor de curta duração. O esquema do problema estudado é mostrado na Figura 13. As propriedades do PCM são tais que ele permanece totalmente sólido durante uma órbita com fluxos normais, apenas derretendo com o alto fluxo, com um calor latente de 238,26 J/g, sendo utilizado 1,706 kg desse material. A utilização do PCM foi capaz de reduzir a temperatura máxima externa do painel de 450 °C para 65,2 °C, deixando todos os sistemas dentro dos limites de operação.

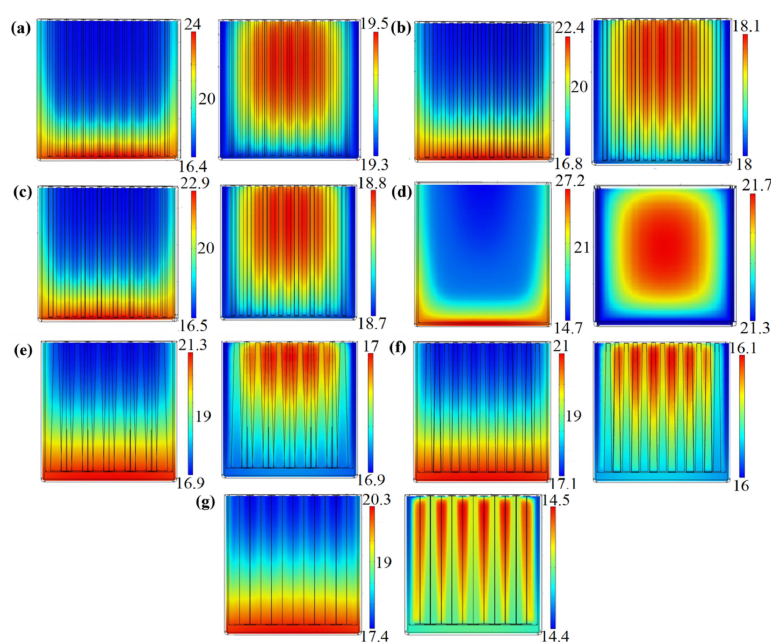
Figura 13 – Esquemático do controle térmico utilizando PCM



Fonte: Adaptado de Wu *et al.* (2013).

Raj *et al.* (2020) analisaram a influência de diferentes configurações de aletas na transferência de calor de PCM utilizado em um sistema de controle térmico de aviônicos de um satélite. As análises foram realizadas numericamente, utilizando o *COMSOL Multiphysics*, avaliando parâmetros como formato dos pilares, espessura, comprimento da base e número de pilares, sob ciclos de taxa de calor contante de 10 W. O PCM utilizado possui uma temperatura de transição de fase de 18 °C e um calor latente de 64,75 kJ/kg. Assim, a configuração com pinos alinhados de seção quadrada apresentaram menor temperatura da base de alumínio em relação aos pinos de seções circulares e triangulares. No entanto, os pinos de seção triangular apresentaram uma redução de massa de 25% e 35% em relação aos pinos de seções quadradas e circulares respectivamente. A configuração com pinos afilados também apresentou uma redução de 0,6 °C em relação a configuração com pilares alinhados, sendo preferível utilizar esse alinhamento com pinos de seções triangulares para o gerenciamento térmico dos aviônicos. Na Figura 14 são mostradas as temperaturas em cada configuração analisada nos instantes de aquecimento e resfriamento.

Figura 14 – Perfil de temperatura em °C para (a) pinos triangulares, (b) pinos quadrados, (c) pinos circulares, (d) sem pinos, (e) pinos triangulares afilados, (f) pinos quadrados afilados e (g) pinos circulares afilados



Fonte: Raj *et al.* (2020).

Por fim, mais recentemente Wang *et al.* (2026) realizaram um estudo sobre a utilização de gêmeos digitais e de *machine learning* para se realizar o gerenciamento térmico de pequenos satélites de forma autônoma e integrada. Foram analisadas as tecnologias necessárias para integração de sistemas passivos, como o PCM e tubos de calor, e sistemas ativos, para aumentar a precisão do controle do sistema e diminuir o tempo de atuação do sistema, que é alto para sistemas passivos.

Diferente dos trabalhos apresentados com a utilização de PCM, em que o PCM fica sobre a superfície de um componente ou na parte externa do satélite, nesse trabalho foi analisada a configuração em que o PCM fica no entorno da bateria. Assim, foi escolhido um CubeSat 1U, em um *layout* que possui duas baterias localizadas no centro do nanossatélite.

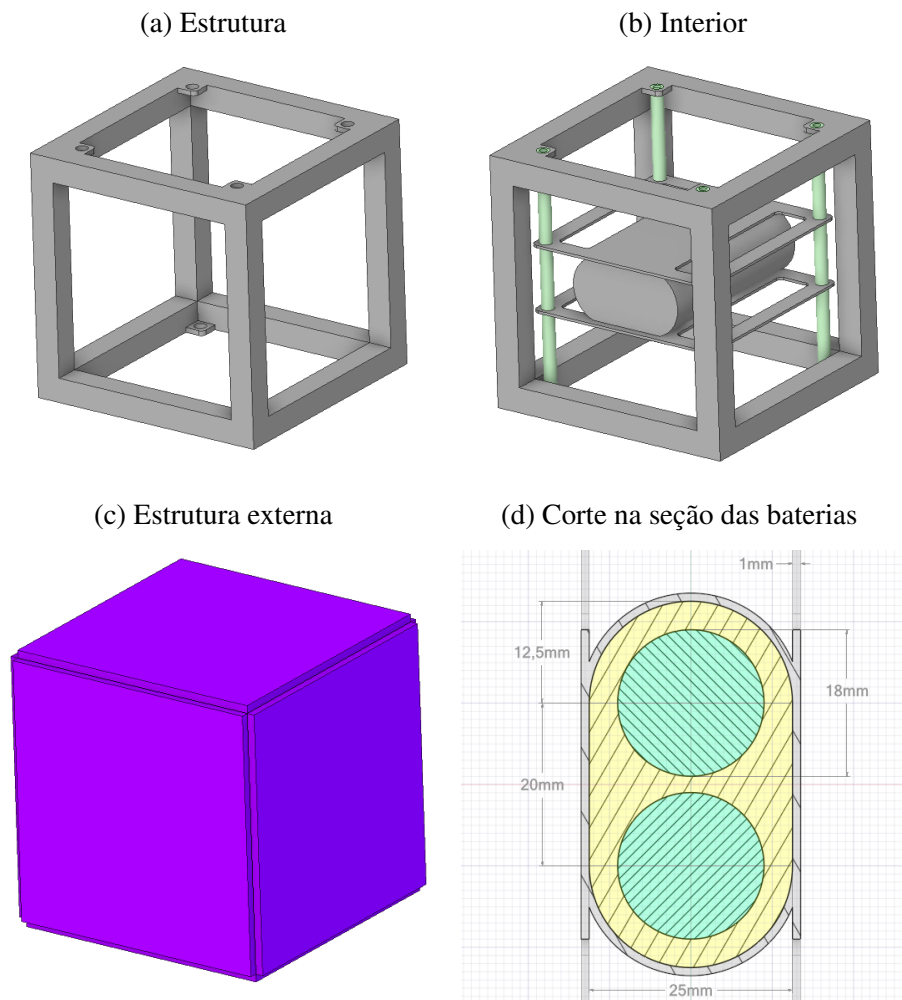
3 METODOLOGIA

Neste capítulo serão mostradas as principais etapas desenvolvidas para a obtenção dos resultados, o que inclui a definição da geometria do CubeSat, assim como as equações, hipóteses e modelos a serem considerados para a simulação numérica.

3.1 GEOMETRIA

Ilustrado na Figura 15, a geometria escolhida foi a de um CubeSat 1U, similar ao tipicamente encontrado em missões de nanosatélites. Assim, foi considerada uma estrutura de alumínio com dimensões de $100 \times 100 \times 100$ mm, em que em cada uma das faces há um painel fotovoltaico de 3 mm de espessura. No interior do CubeSat há uma estrutura de alumínio que suporta no interior do satélite duas baterias cilíndricas. Essa estrutura de alumínio que contém as baterias possui 1 mm de espessura e está conectada com o CubeSat através de quatro hastes cilíndricas, também de alumínio.

Figura 15 – Principais partes do CubeSat



Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

São usadas como bateria duas unidades do modelo 18650, ou seja, com 18 mm de diâmetro e

65 mm de comprimento. Entre a estrutura de alumínio e as baterias há um espaço (Figura 15d) que será preenchido com PCM, a fim de investigar sua influência no controle térmico passivo das baterias. Conforme será descrito mais à frente, neste mesmo espaço serão testados outros materiais e comparações no desempenho serão realizadas.

3.2 MODELO MATEMÁTICO

3.2.1 CubeSat

Nos domínios sólidos, que incluem a estrutura do CubeSat, painéis fotovoltaicos, bateria e a casca que a reveste, apenas a equação da conservação da energia precisa ser resolvida. Assim, considerando que o problema é em regime transiente, possui materiais com propriedades constantes e isotrópicas, a equação geral da conservação da energia obtida em Cengel (2011) é:

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

em que ρ é a densidade do material, c_p é o calor específico a pressão constante, T é a temperatura e k é a condutividade térmica do material e $\dot{q}$ é a geração interna de calor.

3.2.2 PCM

Para resolver numericamente um problema envolvendo materiais de mudança de fase, uma das formulações existentes consiste no modelo de entalpia-porosidade (Voller; Prakash, 1987). Basicamente, este modelo trata a equação da energia como um balanço de entalpia, ou seja, possui em sua formulação a presença do calor sensível e do calor latente. Além disso, na equação do momento há um termo-fonte que busca restringir o escoamento quando o domínio está na fase sólida. Considerando este modelo, as equações de conservação a serem resolvidas neste trabalho são (Voller; Prakash, 1987):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (2)$$

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \vec{V} \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{V} + \rho_{ref} \vec{g} \alpha (T - T_{ref}) - \frac{(1-\beta)^2}{\beta^3 + \delta} A_m \vec{V} \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho H) + \nabla \cdot (\rho \vec{V} H) = \nabla \cdot (k \nabla T) + S \quad (4)$$

em que $\vec{V}$ é o vetor de velocidades, p é o campo de pressões, μ é a viscosidade dinâmica do fluido, ρ_{ref} é a densidade de referência, $\vec{g}$ é o vetor da aceleração gravitacional, α é o coeficiente de expansão térmica, T_{ref} é a temperatura de referência, β é a fração de líquido, δ é um valor adicionado para impedir a divisão por zero, A_m é uma constante que define a porosidade do meio, H é a entalpia do material, k é a condutividade térmica e S é um termo de fonte.

A fração líquida β é uma função da temperatura, em que é 0 quando a fase é totalmente sólida, entre 0 e 1 quando está tendo uma mudança de fase entre sólido e líquido no fluido, e 1 quando a fase

é totalmente líquida. Essa fração líquida é dada pela seguinte equação:

$$\begin{cases} 0, T < T_S \\ \frac{T-T_S}{T_L-T_S}, T_S \leq T \leq T_L \\ 1, T > T_L \end{cases} \quad (5)$$

em que T_S é a temperatura do PCM totalmente sólido e T_L a temperatura em que o PCM é totalmente líquido.

A entalpia do material é a soma da entalpia sensível com o calor latente:

$$H = h + \Delta H \quad (6)$$

em que h é a entalpia específica e ΔH o calor latente. Dessa forma, a entalpia específica pode ser calculada através de:

$$h = h_{ref} + \int_{T_{ref}}^T c_p dT \quad (7)$$

em que h_{ref} é a entalpia de referência. Já o calor latente pode ser obtido fazendo:

$$\Delta H = \beta L \quad (8)$$

em que L é o calor latente do material.

3.2.2.1 Ambiente de microgravidade

Antes de finalizar esta sessão, importante destacar um fenômeno que ocorre em objetos orbitando a terra. A força gravitacional $\vec{F}$ que age sobre um satélite pode ser escrita como:

$$\vec{F} = m\vec{g} \quad (9)$$

onde m é a massa do satélite e $\vec{g}$ é a aceleração da gravidade.

Segundo a lei da gravitação de Newton para dois corpos (Halliday; Resnick; Krane, 2017):

$$\vec{F} = \frac{GMm}{d^2} \quad (10)$$

onde G é a constante gravitacional ($6,67 \times 10^{-11}$ N m²/kg²), M é a massa de um corpo, m é a massa do outro corpo e d é a distância entre os corpos.

Igualando as equações acima, e considerando que a distância do centro de massa de um satélite até o centro de massa da terra é dado pela soma da sua altitude r com o raio $\bar{R}$ da terra (6371 km):

$$\vec{g} = \frac{GM}{(\bar{R} + r)^2} \quad (11)$$

Considerando que a massa da Terra é $5,97 \times 10^{24}$ kg, que a altitude típica de um satélite é aproximadamente 500 km, a equação acima resulta em uma aceleração da gravidade de aproximadamente

8,44 m/s², ou seja, quase 90% do valor que há na superfície da terra (9,81 m/s²). Apesar desse valor ainda significativo para a aceleração da gravidade, o movimento que o satélite faz ao redor da terra resulta em um ambiente conhecido por microgravidade, que é equivalente ao de um movimento em queda livre. Dessa forma, a força gravitacional percebida pelo satélite, assim como pelos astronautas na estação espacial, é nula. Por esse motivo, neste trabalho o termo $\vec{g}$ da Equação 3 é nulo e, consequentemente, não são esperados os fenômenos de convecção natural entre as partes quentes e frias do PCM na fase líquida.

3.2.3 Bateria

Para o domínio da bateria, a equação da conservação da energia é a mesma que a vista anteriormente. Entretanto, como apresentado na introdução do trabalho, sempre que há uma corrente na bateria, há uma geração interna de calor ($\dot{q}$). Utilizando a metodologia descrita por Bernardi, Pawlikowski & Newman (1985), o calor gerado pela bateria pode ser obtido pela seguinte equação:

$$\dot{q} = \frac{I}{V_b} \left(IR + T \frac{\partial U_0}{\partial T} \right) \quad (12)$$

em que I é a corrente fornecida pela bateria, V_b é o volume da bateria, R é a resistência elétrica da bateria e $\partial U_0 / \partial T$ é o coeficiente térmico de entropia da bateria.

Assim, conforme Lai *et al.* (2019), o coeficiente térmico de entropia da bateria, em mV/K, pode ser obtido por:

$$\frac{\partial U_0}{\partial T} = -0,355 + 2,154 \times SoC - 2,869 \times SoC^2 + 1,028 \times SoC^3 \quad (13)$$

em que SoC é o estado da carga (*State of Charge*) da bateria. Esse valor representa o quanto de carga a bateria ainda é capaz de fornecer, variando entre 0 e 1, em que é 1 quando a bateria está totalmente carregada e 0 quando ela está totalmente descarregada. O estado da carga pode ser obtido através de:

$$SoC = SoC_{in} - \frac{It}{Q_c} \quad (14)$$

em que SoC_{in} é o estado de carga inicial da bateria, t é o tempo e Q_c é a capacidade nominal da bateria, que é de 2 Ah.

Por fim, a resistência elétrica da bateria depende do estado da carga e varia com a temperatura. Assim, a resistência elétrica da bateria em $m\Omega$ é dada por (Lai *et al.*, 2019):

$$R = \begin{cases} 992 \times SoC^6 - 3406 \times SoC^5 + 4667 \times SoC^4 - 3263 \times SoC^3 + 1225 \times SoC^2 - 233 \times SoC + 48, T = 60^\circ C \\ 1559 \times SoC^6 - 5374 \times SoC^5 + 7367 \times SoC^4 - 5121 \times SoC^3 + 1898 \times SoC^2 - 355 \times SoC + 58, T = 50^\circ C \\ 1559 \times SoC^6 - 5365 \times SoC^5 + 7378 \times SoC^4 - 5181 \times SoC^3 + 1962 \times SoC^2 - 382 \times SoC + 66, T = 40^\circ C \\ 2989 \times SoC^6 - 10480 \times SoC^5 + 14700 \times SoC^4 - 10514 \times SoC^3 + 4036 \times SoC^2 - 793 \times SoC + 107, T = 30^\circ C \\ 4301 \times SoC^6 - 15496 \times SoC^5 + 22391 \times SoC^4 - 16531 \times SoC^3 + 6559 \times SoC^2 - 1334 \times SoC + 166, T = 20^\circ C \end{cases} \quad (15)$$

Para temperaturas abaixo de 20 °C, foi considerada a resistência para $T = 20^\circ C$, para temperaturas acima de 60 °C se considerou a resistência para $T = 60^\circ C$, enquanto para temperaturas entre 20 e 60

°C foi utilizada uma interpolação linear entre as resistências, conforme Xin, Wang & Xi (2023).

3.3 RADIAÇÃO

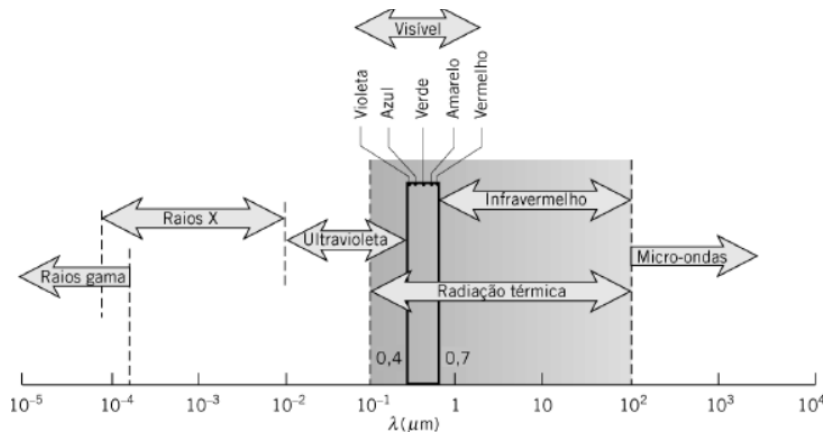
Em um CubeSat em órbita, por estar exposto a um ambiente com um vácuo quase perfeito e de microgravidade, a transferência de calor ocorre apenas por duas formas: radiação e condução. A condução ocorre quando há uma diferença de temperatura entre partículas vizinhas de um corpo, assim o calor é transmitido da de maior para a de menor temperatura. Assim, a condução de calor em uma parede plana é dada pela Lei de Fourier, que como mostrado em Cengel (2011), possui a seguinte forma:

$$Q''_x = -k \frac{\partial T}{\partial x} \quad (16)$$

em que Q''_x é o fluxo de calor na direção x .

Por outro lado, a radiação é emitida por qualquer corpo que possui uma temperatura acima do zero absoluto. Assim, ela não precisa de um meio de transporte, como a condução e convecção, e é espectral e direcional, pois sua emissão varia com o comprimento de onda e também com o ângulo de emissão e incidência (Bergman, 2019). Mais especificamente, a radiação térmica, que interage com a estrutura dos materiais e pode aquecê-los, é considerada toda energia que é emitida na faixa de 0,1 a 100 μm , como mostrado na Figura 16.

Figura 16 – Espectro eletromagnético



Fonte: Bergman (2019).

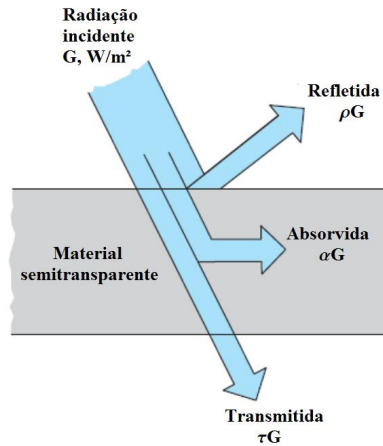
Para um caso onde a radiação independe da direção (superfície difusa) e do comprimento de onda (corpo cinza), é possível demonstrar que o calor emitido por radiação é dado pela Lei de Stefan-Boltzmann (Cengel, 2011):

$$Q'' = \epsilon \sigma T^4 \quad (17)$$

em que σ é a constante de Stefan-Boltzmann e tem valor de $5,67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$, enquanto ϵ é a emissividade da superfície e varia entre 0 e 1. A emissividade é 1 apenas para um corpo negro, que é um corpo ideal, sendo esse valor inferior em corpos reais, pois parâmetros como material, rugosidade, acabamento e pintura da superfície afetam diretamente esse valor. Neste trabalho, será assumido que as superfícies são difusas e cinzas.

Além de emitir, os corpos também recebem a radiação térmica do ambiente externo, em que essa radiação pode ser absorvida, refletida ou transmitida através do corpo, dependendo das características do corpo e de sua superfície, como mostrado na Figura 17.

Figura 17 – Radiação incidida em uma superfície



Fonte: Cengel (2011).

A relação entre a parcela de radiação absorvida, refletida e transmitida é dada pela seguinte equação:

$$\alpha(\lambda, \theta) + \bar{\rho}(\lambda, \theta) + \tau(\lambda, \theta) = 1 \quad (18)$$

em que α é a absortividade, $\bar{\rho}$ é a refletividade, τ é a transmissividade, λ o comprimento de onda e θ é o ângulo de incidência da radiação. Apenas um corpo negro ideal é capaz de absorver toda a radiação térmica que incide sobre ele, sendo a absortividade igual a um nesse caso.

Neste trabalho, será considerado que as partes do CubeSat são opacas ($\tau = 0$), cinzas (radiação não depende do comprimento de onda), difusas (radiação não depende da direção) e que não ocorre troca de calor por radiação no interior do CubeSat por seus componentes, para simplificar as análises.

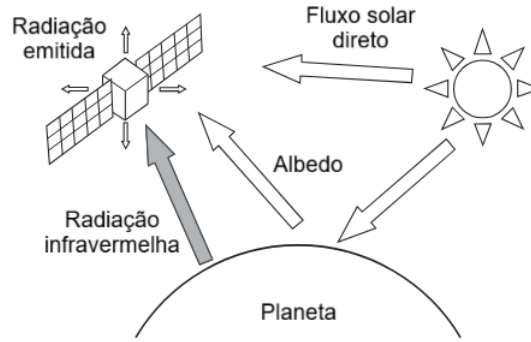
3.3.1 Condições de contorno

Finalizada a explicação acima sobre a radiação, e as hipóteses simplificadoras utilizadas neste trabalho, agora pode-se partir para a descrição das condições de contorno sobre o satélite.

Os CubeSats são operados em órbita baixa (*Low Earth Orbit* - LEO), que é uma região que se estende até 2000 km de altitude (Wright; Grego; Gronlund, 2005). Na prática, esses nanossatélites operam em uma região de até 700 km, devido a normas internacionais de acesso e uso do espaço, onde é estipulado que nanossatélites como CubeSats tenham um tempo de vida máximo de 25 anos. Até aproximadamente 700 km, a órbita possui um arrasto atmosférico suficiente para derrubar naturalmente um CubeSat neste período (Woellert *et al.*, 2011).

Nessa região de órbita, as principais fontes de radiação térmica para o CubeSat são: o fluxo solar, o albedo terrestre, a radiação infravermelha e a emissão de calor para o espaço, como mostrado na Figura 18.

Figura 18 – Fontes de radiação em uma órbita baixa



Fonte: Adaptado de Meseguer, Perez-Grande & Sanz-Andres (2012).

As próximas seções descrevem cada uma dessas contribuições, com base no trabalho de Morsch Filho *et al.* (2020).

3.3.1.1 Fluxo solar

O fluxo solar é a principal fonte de calor e energia para o CubeSat. O valor do fluxo solar é de $1366,1 \text{ W/m}^2$, podendo esse valor ter pequenas variações ao longo dos meses, principalmente em virtude da excentricidade da órbita terrestre em até 3,5% (International Organization for Standardization, 2007).

Em razão da distância do Sol até a Terra e também da diferença de tamanho entre os dois corpos, pode-se considerar que os raios solares chegam paralelos ao nosso planeta. Assim, a taxa de calor que chega a Terra pode ser modelada por:

$$Q_{Sol} = \alpha Q_s A_{sat \rightarrow Sol} \quad (19)$$

em que Q_s é o fluxo de calor solar e $A_{sat \rightarrow Sol}$ é a área exposta e projetada na direção dos raios solares.

3.3.1.2 Albedo terrestre

Parte da radiação solar que chega na superfície da Terra é refletida e retorna para o espaço, sendo esse o fenômeno do albedo terrestre. Assim, a taxa de calor recebida pelo satélite através do albedo terrestre pode ser estimada por:

$$Q_{alb} = a \alpha Q_s A_{sat \rightarrow Terra} f \quad (20)$$

em que a é o valor do coeficiente de albedo, $A_{sat \rightarrow Terra}$ é a área do satélite exposta na direção da Terra e f é o termo que modela o albedo de forma especular. O termo f depende da posição do satélite sobre a Terra, assim como da sua altitude.

O coeficiente de albedo varia com relação a geografia terrestre, pois em regiões polares e desérticas a radiação solar é muito mais refletida do que nas áreas oceânicas. Assim, em órbitas baixa, o coeficiente de albedo médio é de aproximadamente 24% em órbitas equatoriais e 42% em órbitas polares (Meseguer; Perez-Grande; Sanz-Andres, 2012). Para esse trabalho, foi considerado um coeficiente de albedo médio de 30%.

3.3.1.3 Radiação infravermelha

Além do albedo terrestre, a Terra emite também outro fluxo de calor sobre o satélite, que é por meio da radiação infravermelha. Esse fenômeno ocorre pelo fato do planeta Terra estar a uma temperatura média de 255 K acima do zero absoluto, assim emite radiação no comprimento de onda infravermelha (1 μm a 1 mm).

Nessas condições, o fluxo de calor gerado é de aproximadamente 237 W/m², podendo ter algumas pequenas variações (Gilmore, 2002). Assim, essa fonte de calor pode ser modelada por:

$$Q_{IR} = \alpha Q_{Terra} A_{sat \rightarrow Terra} \quad (21)$$

em que Q_{Terra} é o fluxo de calor por radiação infravermelha.

3.3.1.4 Radiação para o espaço

O espaço profundo tem um temperatura de aproximadamente 2,7 K, o que faz com que o satélite perda calor por radiação para esse meio por ter uma temperatura maior. Assim, essa perda de calor pode ser estimada por:

$$Q_{sat \rightarrow esp} = \epsilon A \sigma (T^4 - T_{esp}^4) \quad (22)$$

em que T_{esp} é a temperatura do espaço.

Os termos das áreas projetadas $A_{sat \rightarrow Sol}$, $A_{sol \rightarrow sat}$ e o termo que modela a reflexão dos raios solares f dependem da posição e atitude do satélite e serão calculados conforme a metodologia descrita em Morsch Filho (2021)

3.4 MATERIAIS

Na Tabela 1 são mostrados os componentes e seus respectivos materiais com suas propriedades utilizados na simulação numérica.

Tabela 1 – Propriedades dos materiais

Componente	Material	ρ [kg/m ³]	c_p [J/kg.K]	k [W/m.K]	μ [Pa.s]	L [kJ/kg]
Estrutura	Al 7075 ¹	2810	948	140	-	-
Painéis solares	RF4 ¹	2325	1103	1,03	-	-
Hastes	Al 7075 ¹	2810	848	140	-	-
Baterias	Lítio ²	2523	1145	1,2	-	-
Suporte da bateria	Al 7075 ¹	2810	848	140	-	-
Invólucro da bateria	PCM	945-993	2850	0,25	0,003	171,215

Fonte: Adaptado de Morsch Filho (2021)¹ e Xin, Wang & Xi (2023)².

O PCM escolhido possui uma temperatura *solidus* T_S de 0 °C e uma temperatura *liquidus* T_L de 5 °C. Assim, a densidade varia linearmente de 993 kg/m³ a 0 °C até 945 kg/m³ a temperatura de 5 °C.

Com relação as superfícies externas do CubeSat, foram consideradas que todos os painéis fotovoltaicos possuem uma absorvidade e emissividade de 0,5.

3.5 SIMULAÇÃO NUMÉRICA

Para a solução das equações mencionadas, foi utilizado o software Ansys Fluent 2024 R1, cuja licença foi disponibilizada pela Faculdade de Engenharia de São João da Boa Vista (FESJ). O software utiliza o Método dos Volumes Finitos para a solução das equações. O método utilizado para a solução do problema foi o PISO (*Pressure-Implicit with Splitting of Operators*), que é um método recomendado principalmente para problemas em regime transiente. Ele resolve uma equação adicional de pressão corrigida para obter um novo campo de velocidades e pressões, resolvendo-as de forma acoplada. Sua principal vantagem é fornecer resultados com mais precisão com um menor custo computacional para a maioria dos casos (Liu *et al.*, 2023).

Foi utilizado um *upwind* de segunda ordem para a discretização da pressão, do momento e da energia. Como fatores de sub-relaxação adotou-se: 0,3 para pressão, 1 para densidade, 0,7 para o momentum, 1 para a energia e 0,3 para a fração de líquido. Esses fatores foram escolhidos com base em trabalhos anteriores, de forma que a solução apresentasse uma boa convergência.

Como critério de convergência foram considerados um resíduo inferior a 1×10^{-6} para a equação da conservação da energia e uma variação de temperaturas inferior a 0,05 °C entre cada órbita. Vale salientar que este problema transiente possui condições de contorno cíclicas, que se repetem a cada órbita. Portanto, várias órbitas são resolvidas em sequência até que o resultado também apresente um comportamento cíclico, independente da condição inicial. Para a apresentação e discussão dos resultados, utiliza-se somente a última órbita.

Por fim, foi empregado um passo de tempo de 5 segundos entre cada iteração, devido a passos maiores terem levado a divergência dos resultados.

3.5.1 Malha

Foram desenvolvidas três malhas com diferentes números de elementos para se realizar a análise de independência da malha. O tipo de volume escolhido foi o *poly-hexcore*, pois em geral apresenta uma boa relação entre boa qualidade da malha e um melhor desempenho computacional. Como critério de avaliação foi utilizada a temperatura no centro de dois painéis no instante inicial da órbita, como é mostrado na Tabela 2. Os fluxos utilizados foram os mesmos das condições de contorno descritas, considerando PCM como invólucro da bateria e sem corrente.

Tabela 2 – Teste de independência de malha

Malha	Nº de células	Temperatura em X+ [°C]	Temperatura em Z+ [°C]
1	403.411	35,90	-15,72
2	893.219	35,82	-15,65
3	1.564.463	35,77	-15,69

Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Pela Tabela 2 pode-se ver que os resultados ficaram muito próximos para as três malhas, sendo escolhida a Malha 2 para se realizar as simulações devido à melhor relação entre precisão e custo

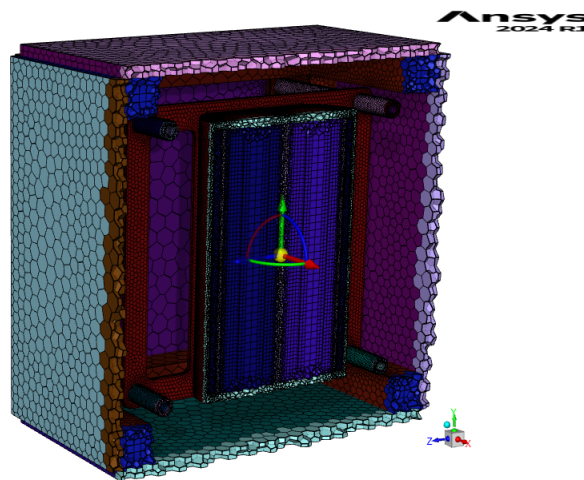
computacional. Na Tabela 3 são mostrados alguns parâmetros principais da malha utilizada e na Figura 19 é mostrada uma imagem da mesma.

Tabela 3 – Parâmetros da malha

Parâmetro	Valor
Nº de células	893.219
Nº de faces	4.935.993
Qualidade ortogonal mínima	0,1792
Razão de aspecto máxima	20,898

Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Figura 19 – Malha do CubeSat



Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

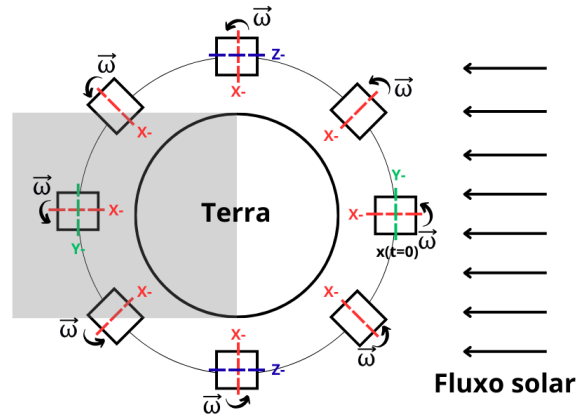
3.6 ESTUDOS DE CASO

3.6.1 Órbita e atitude

Foi escolhida uma órbita com altitude de 500 km, 90° de inclinação, circular. Essa órbita tem um período de aproximadamente 96 minutos e possui momentos em que a Terra está entre o nanossatélite e o Sol, sendo isso um período de eclipse. No período de eclipse, apenas a radiação infravermelha da Terra chega até o nanossatélite, sendo o fluxo solar e o albedo terrestre nulos nessa fase.

No que se refere à atitude do satélite, que consiste na rotação do satélite em torno de si mesmo, há diversas possibilidades. Entre as mais observadas, ele pode ser colocado em uma atitude fixa, com uma atitude fixa em relação a um referencial móvel ou pode rotacionar em torno de seus próprios eixos. Para esse trabalho, foi considerado que o CubeSat tem uma atitude conhecida por Nadir, ou seja, ele permanece sempre com uma mesma face apontada para a superfície da Terra ao longo de toda a órbita, como é mostrado na Figura 20. Neste eixo que aponta para a Terra, ele também possui uma velocidade angular a fim de estabilizar o CubeSat nesta atitude.

Figura 20 – Órbita com atitude Nadir



Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Assim, convencionou-se chamar cada face do CubeSat como mostrado na Figura 20, em que:

- X- é a face voltada à superfície da Terra. Neste eixo há uma velocidade angular $\vec{\omega}$;
- X+ é a face oposta a X-. No início da simulação é a face exposta diretamente ao Sol;
- Y- é a face perpendicular a X+ e Z+;
- Y+ é a face oposta a Y-;
- Z- é a face exposta ao sol após percorrer um quarto de órbita;
- Z+ é a face oposta a Z-.

A velocidade angular $\vec{\omega}$ aplicada neste trabalho, em torno do eixo X+, é equivalente a uma revolução por órbita.

3.6.2 Invólucro da bateria

Visando comparar a solução proposta de PCM para controle térmico passivo das baterias, foi avaliado também o desempenho de outros materiais, como alumínio e teflon. O alumínio é um elemento metálico, facilmente encontrado, que possui uma alta condutividade térmica e um baixo calor específico, fazendo com que ele varie de temperatura de forma rápida. Já o teflon apresenta uma baixa condutividade térmica e um maior calor específico, apresentando uma inércia térmica maior.

Além desses materiais, procurou-se investigar também o impacto do fenômeno de calor latente do PCM nos resultados, ou seja, a influência do processo de mudança de fase (derretimento e solidificação do PCM). Para isso, foi simulado um material fictício com as mesmas propriedades do PCM, porém sem a possibilidade de mudança de fase. Este material permanece apenas no estado sólido, sem liberar ou absorver calor latente, sendo chamado de PCM_{sol}.

Na Tabela 4 são apresentadas as propriedades desses materiais mencionados.

Tabela 4 – Propriedades dos materiais para envolvimento da bateria

Material	ρ [kg/m ³]	c_p [J/kg.K]	k [W/m.K]	μ [Pa.s]	L [kJ/kg]
Alumínio ¹	2810	848	140	-	-
Teflon ²	2175	1100	0,25	-	-
PCM _{sol}	993	2850	0,25	-	-
PCM	945-993	2850	0,25	0,003	171,215

Fonte: Adaptado de Morsch Filho (2021)¹ e MatWeb (2025)².

Essa tabela evidencia também as diferentes densidades dos materiais. No setor aeroespacial, a massa é um parâmetro crítico; portanto, soluções que sejam eficientes, mas também leves são atrativas.

4 RESULTADOS

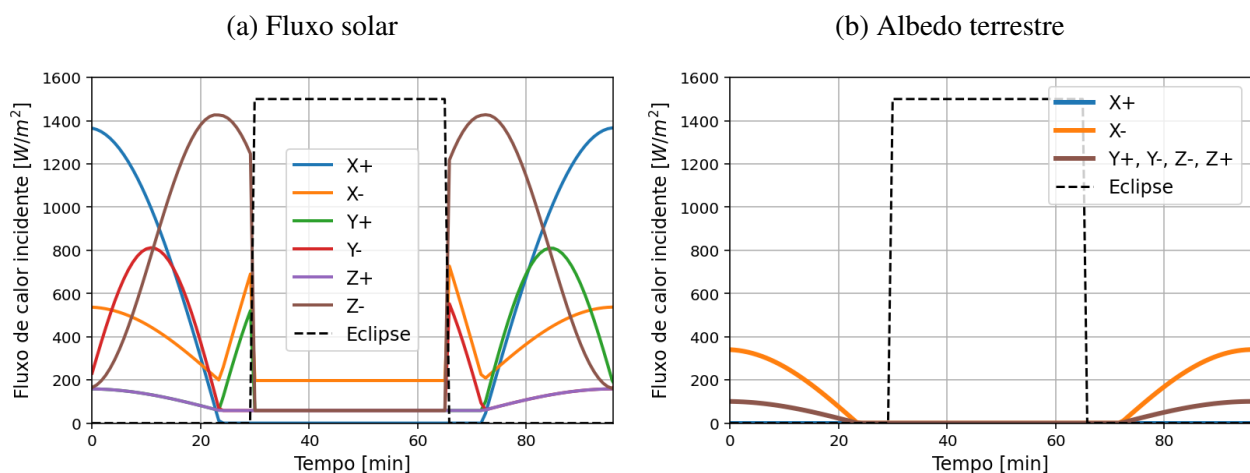
Neste capítulo são discutidos os resultados obtidos com a simulação numérica para a órbita analisada, com diferentes materiais e diferentes correntes fornecidas pela bateria. Serão mostradas as temperaturas da bateria durante toda a órbita, junto com sua distribuição de temperatura em instantes relevantes da simulação, como o início e fim do eclipse. Também é mostrada a fração líquida de PCM em cada momento da órbita, junto com sua distribuição nos instantes mencionados acima.

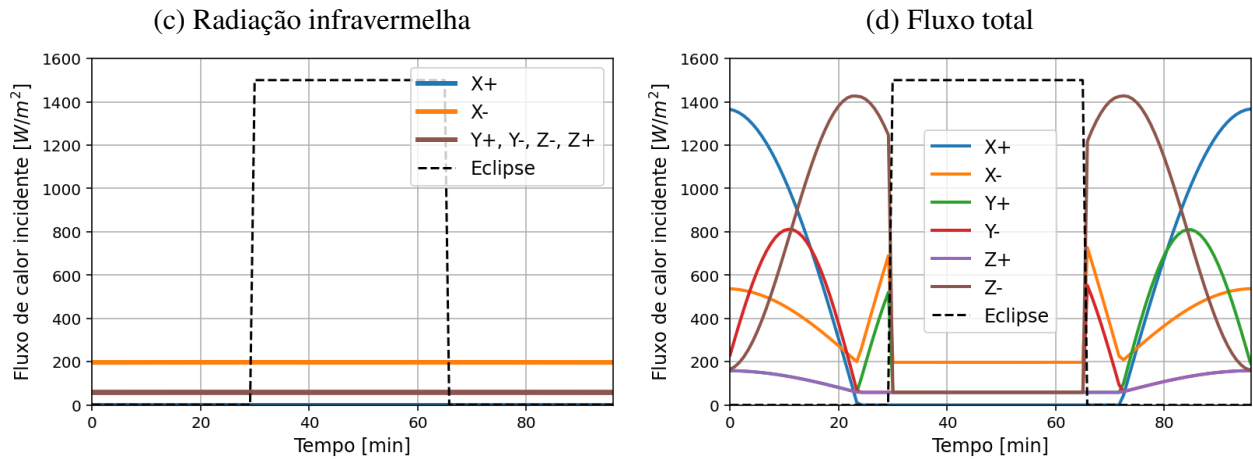
4.1 FLUXOS DE RADIAÇÃO E TEMPERATURA DO CUBESAT

Considerando as condições de contorno mencionadas anteriormente, o fluxo de calor de cada categoria incidente em cada face do CubeSat é apresentado na Figura 21, assim como o fluxo total, ao longo de uma órbita completa. Para o cenário avaliado, percebe-se que o fluxo solar é o mais significativo (Figura 21a), seguido do albedo (Figura 21b) e IR (Figura 21c). Entretanto, no momento em que o satélite passa pela sombra terrestre (eclipse, indicado pela linha tracejada), não há fluxo solar, razão pela qual se perde grande parte da energia térmica acumulada. O albedo, que é refletido pela superfície terrestre, deixa de existir ainda mais cedo, quando o satélite cruza a linha que divide a Terra entre a parte iluminada e a sombreada. Durante o eclipse, apenas a contribuição pelo IR da Terra permanece, de forma constante ao longo de toda a órbita. A soma entre todas as contribuições fornece o fluxo total de calor sobre o satélite (Figura 21d).

As variações observadas nestas figuras decorrem da combinação de órbita, atitude e geometria do satélite. Embora não seja demonstrado aqui, o padrão que se observa para uma órbita se repete para as demais, ou seja, possui um comportamento cíclico.

Figura 21 – Fluxos de radiação térmica para órbita com eclipse e atitude Nadir

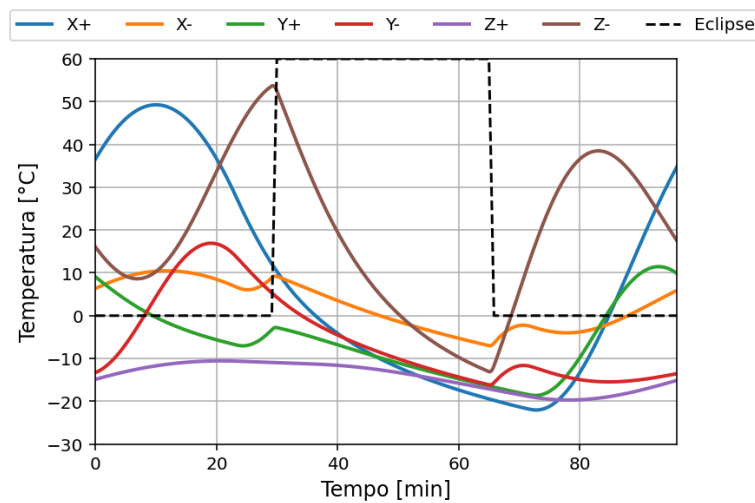




Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Para as condições de contorno desta pesquisa, o caso sem corrente pela bateria resulta no cenário visto na Figura 22. As curvas foram obtidas para cada face do CubeSat, no centro de cada painel fotovoltaico. Como esperado, o cenário mais frio ocorre durante a passagem do satélite por trás da sombra terrestre, onde este transfere grande quantidade de energia térmica para o exterior.

Figura 22 – Temperatura dos painéis



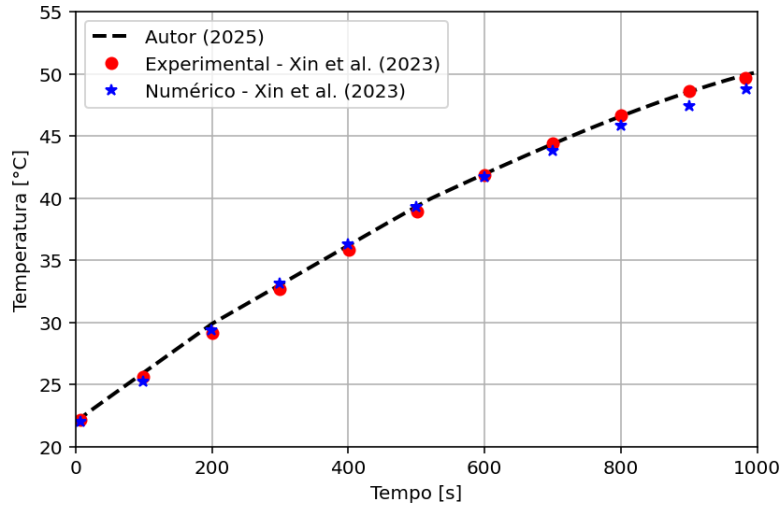
Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

4.2 VALIDAÇÃO

Buscando alcançar uma validação dos resultados obtidos com os modelos numéricos empregados neste trabalho, esta seção traz um comparativo com dados observados em outras pesquisas. Como não foram observados outros trabalhos na temática deste estudo que pudessem ser replicados, optou-se por validar partes do domínio separadamente antes de discutir os resultados para a geometria completa.

Primeiramente, no que se refere à bateria isolada, o modelo visto no trabalho de Xin, Wang & Xi (2023) foi reproduzido, sendo que os autores usam a mesma bateria desta pesquisa. Os resultados deste comparativo estão na Figura 23, onde se verifica uma boa aderência entre as curvas.

Figura 23 – Validação do modelo da bateria

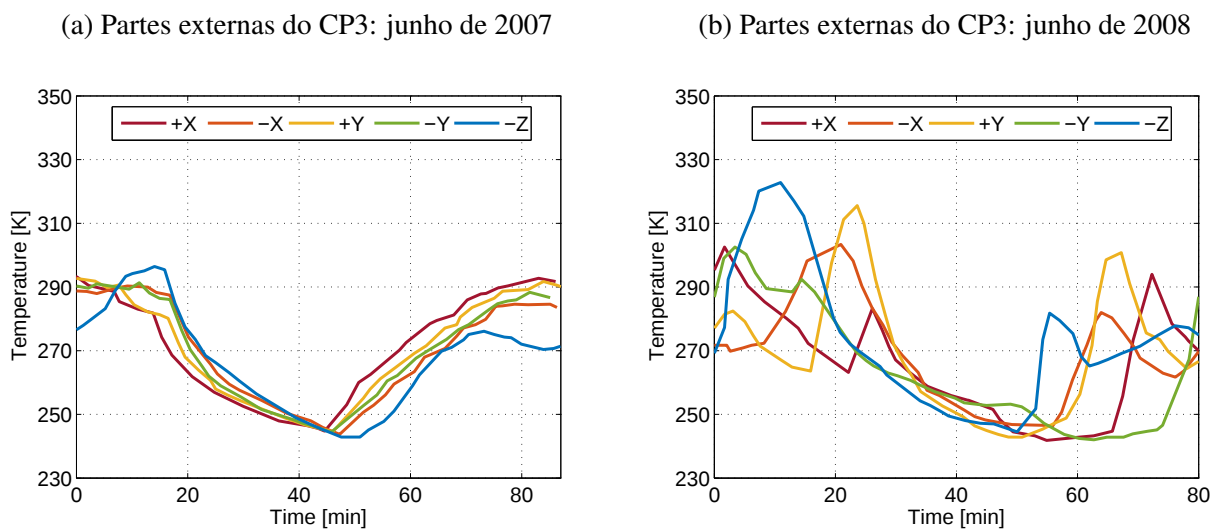


Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

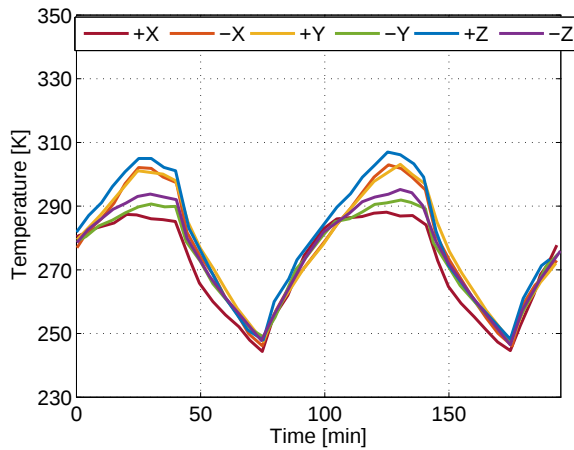
No que se refere à validação numérica do CubeSat, esta tarefa já é mais complexa, pois há poucos dados experimentais reportados na literatura para uma órbita completa, com todas as informações de órbita e atitude necessárias para o modelo. Dados reais de temperatura sobre exatamente a mesma configuração de órbita, atitude e materiais da Figura 22 não há na literatura. Porém, visando comparar os níveis alcançados com o modelo desta pesquisa, é mostrada na Figura 24 a evolução da temperatura vista em CubeSats em órbita.

O resultado obtido neste trabalho está entre o intervalo aproximado de 253 K e 323 K, que é aproximadamente observado em CubeSats reais, ainda que não se conheçam todas as informações destes equipamentos, embora se reconheçam regiões de comportamento senoidal em virtude da passagem pela sombra da Terra.

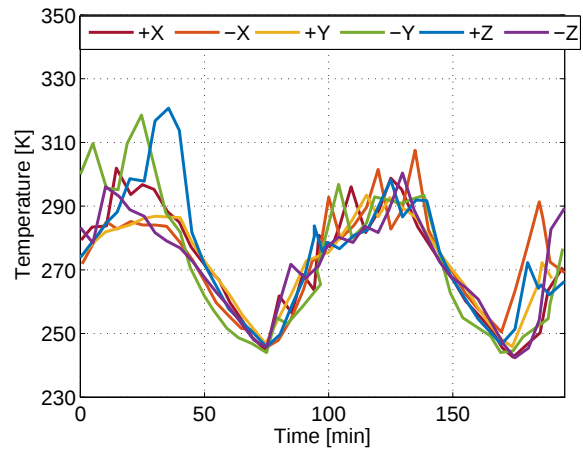
Figura 24 – Dados reais da temperatura em CubeSats



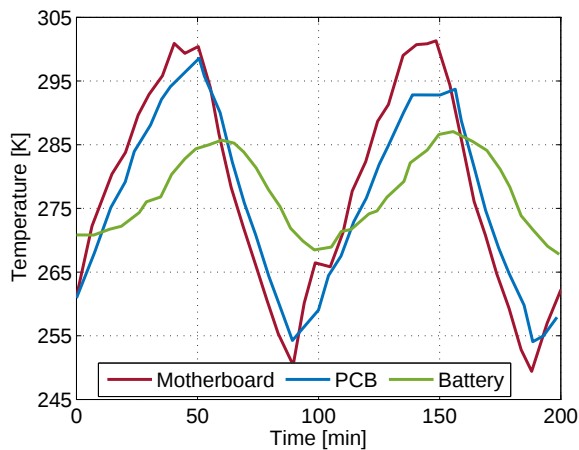
(c) Partes externas do SwissCube: dezembro de 2009



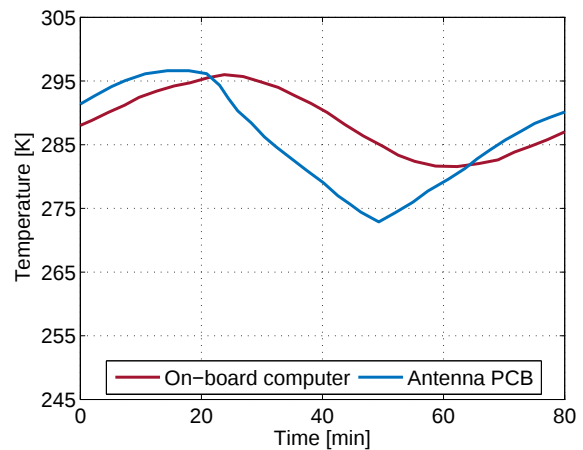
(d) Partes externas do SwissCube: março de 2011



(e) Partes internas do SwissCube



(f) Partes internas do Zacube



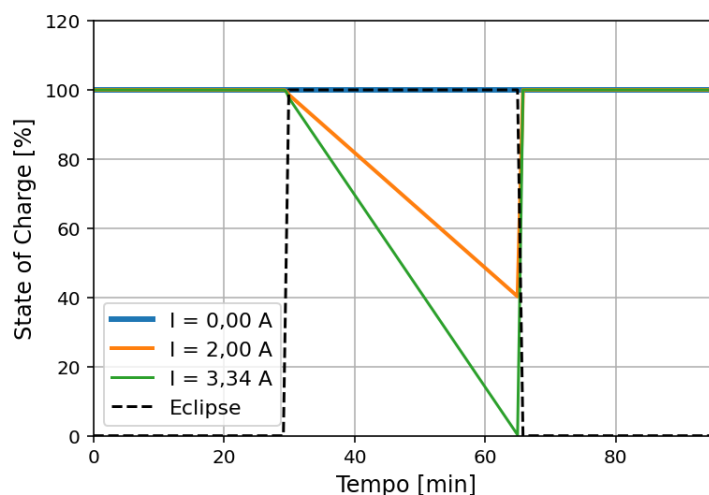
Fonte: Morsch Filho (2021).

Portanto, a comparação da temperatura obtida pelo modelo de CubeSat e pelo cenário desta pesquisa apresenta uma tendência geral que se aproxima dos dados reais observados em CubeSat em órbita. Com isto encerra-se esta seção de validação e parte-se para a exploração dos resultados desta pesquisa nas próximas seções.

4.3 BATERIA

Entre os casos avaliados, buscou-se investigar a influência da corrente I que passa pela bateria na transferência de calor. A Figura 25 ilustra o estado da carga (*State of Charge* - SoC) de cada um desses casos, onde se verifica que $I = 3,34$ A representa a máxima corrente que pode ser utilizada para que haja o total descarregamento da bateria durante o eclipse. Qualquer valor acima disso seria crítico, pois o satélite desligaria completamente durante o eclipse. A corrente de 2 A representa um caso intermediário, enquanto que a corrente nula equivale ao não uso da bateria. Em todos os cenários, assumiu-se que antes de entrar no eclipse a bateria estava completamente carregada, consequência da transferência do excedente de geração de energia pelo efeito fotovoltaico dos painéis.

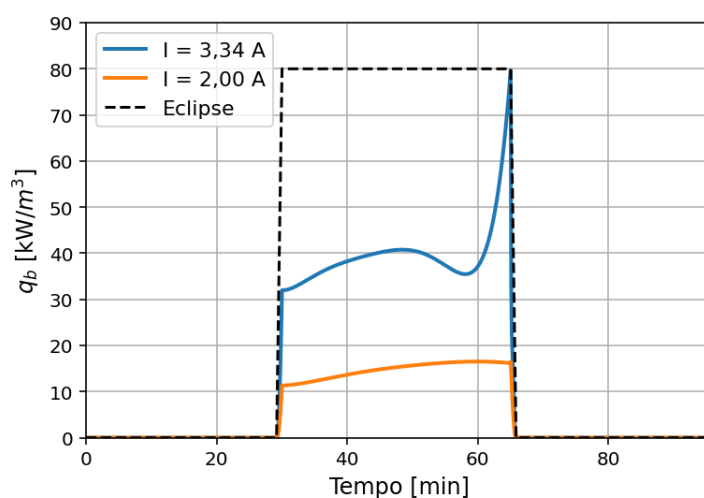
Figura 25 – *State of Charge* da bateria durante a órbita



Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Como mostrado na seção da metodologia, o calor gerado pela bateria depende do valor da corrente e da resistência, que varia com a temperatura e com o estado de carga da bateria. Assim, para se ter uma ideia da geração de calor, a Figura 26 ilustra a geração volumétrica de energia ao longo da órbita, considerando um cenário hipotético de $20\text{ }^{\circ}\text{C}$. Como já explicado, a bateria opera somente durante o eclipse, porém percebe-se um comportamento significativamente diferente entre as correntes testadas, com um aumento vertiginoso do valor próximo ao completo descarregamento da bateria.

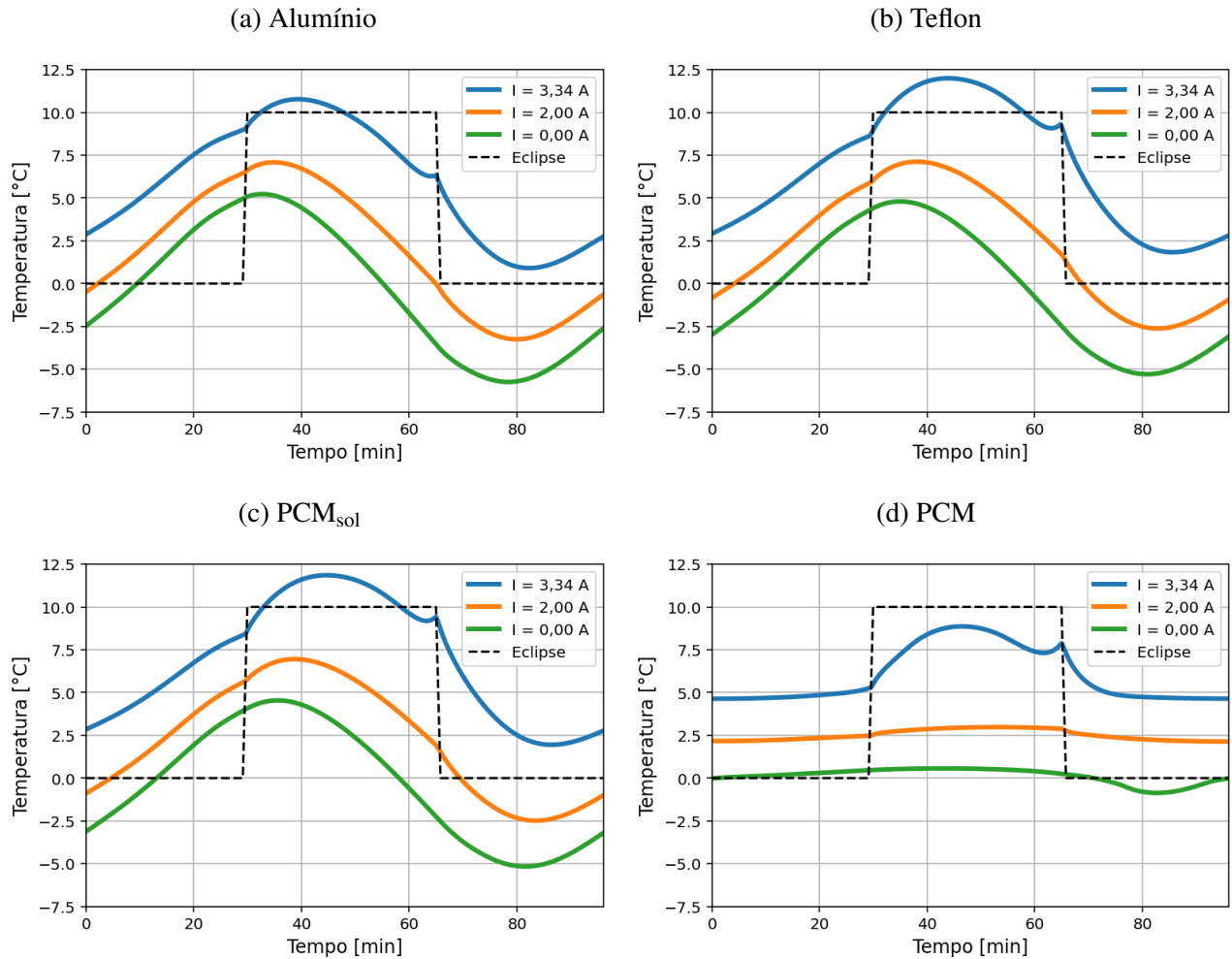
Figura 26 – Calor gerado pela bateria durante o eclipse



Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Na Figura 27 são mostradas as temperaturas médias da bateria utilizando diferentes materiais de envolvimento da bateria junto com diferentes valores de corrente fornecidos por cada bateria. Nestas imagens, a linha tracejada indica o momento em que há o eclipse da Terra e representa os instantes em que a bateria permaneceu ligada. Como a diferença de temperaturas no domínio da bateria foi pequena para um dado instante, a temperatura média foi um parâmetro considerado adequado para se realizar as análises.

Figura 27 – Temperatura média da bateria para envolvimento da bateria com diferentes materiais



Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Através dos gráficos gerados, pode-se ver que o alumínio, teflon e PCM_{sol} apresentaram um comportamento muito próximo, o que não era esperado, pois o alumínio possui uma condutividade muito maior e menor calor específico do que os outros dois materiais. Esses materiais apresentaram uma variação de cerca de 10°C de amplitude em cada ciclo para todas as correntes. Isso pode ser um problema, pois devido a órbita ter um período de apenas 90 minutos, essa variação contínua de temperatura pode levar a problemas de fadiga térmica com o tempo, levando a danos aos componentes e sistemas. Como esperado, a maior corrente resulta nas maiores temperaturas, em virtude da maior geração interna de calor pela bateria.

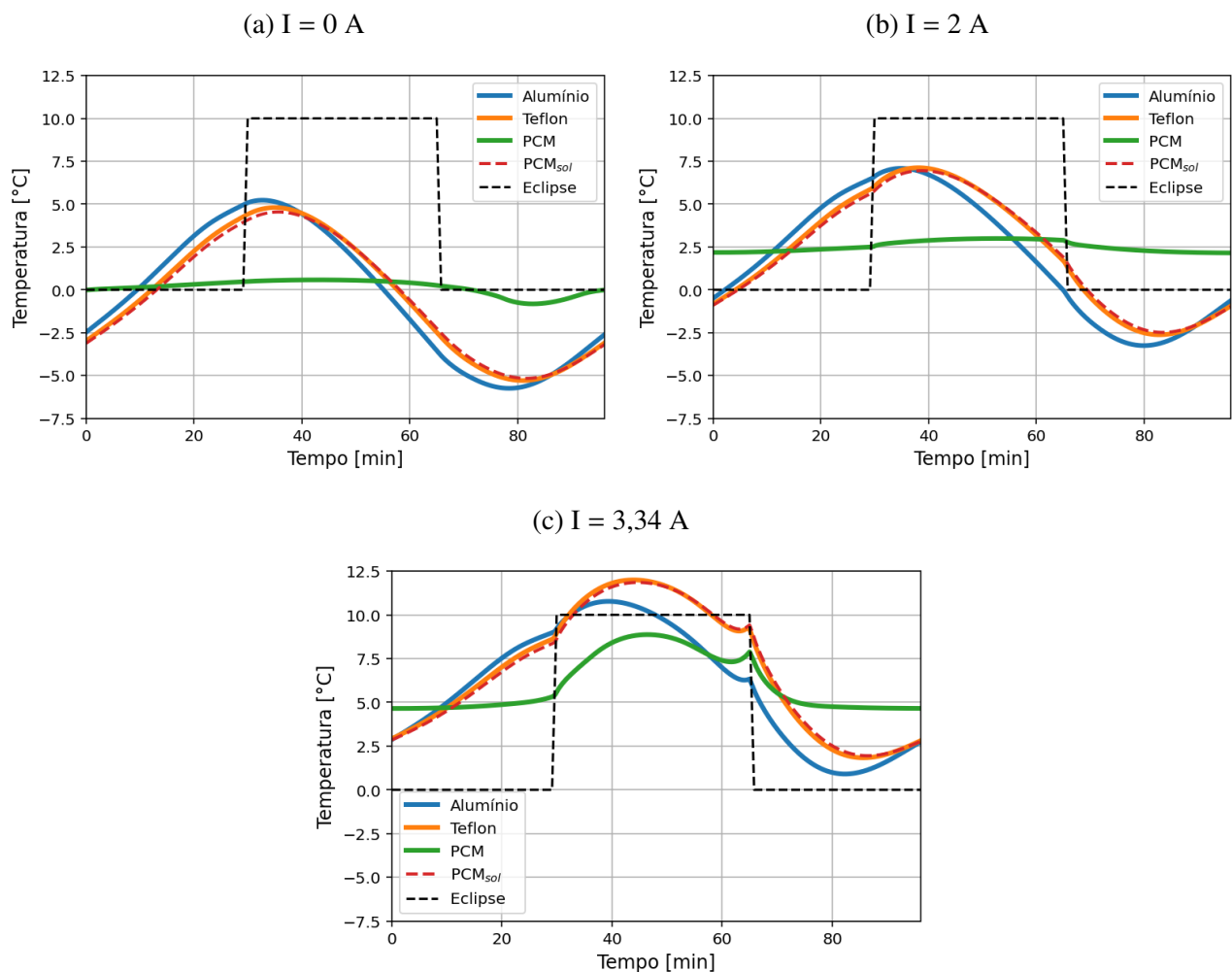
Já a utilização do PCM reduziu de fato as temperaturas das baterias, mantendo-as em níveis praticamente constantes. Para correntes de 0 e 2 A, as temperaturas ficam em 0 e $2,5^\circ\text{C}$, respectivamente, ao longo de toda a órbita. É quando se utiliza a corrente máxima da bateria que ocorre uma variação significativa da temperatura, indo de 5°C quando a bateria está desligada para uma máxima de 9°C durante o eclipse. Em comparação com o PCM_{sol} , é possível ver que o calor latente tem um importante papel nesse controle térmico, em que para correntes de 0 e 2 A a diferença máxima de temperatura é de 5°C e para a corrente máxima essa diferença diminui para 4°C . Os aumentos de temperatura que ocorrem próximo ao término do eclipse para $I = 3,34 \text{ A}$ são consequência da gera-

ção de calor pela bateria (Figura 26). Nesta região da órbita, embora o satélite esteja transferindo o seu calor para o meio externo por radiação, a geração pela bateria superou essa perda e resultou no aumento da temperatura.

Comparando os resultados de cada material em um mesmo gráfico, tem-se a Figura 28, onde se evidencia ainda mais o impacto do calor latente do PCM na evolução da temperatura. Em geral, a amplitude térmica foi menor com o PCM, com a predominância de um patamar mais quente após o eclipse se comparado com os demais, em virtude da retenção de calor neste caso. Interessante notar que esse cenário mais quente com o PCM inicia próximo do término do eclipse, o que pode ser explicado pela combinação do calor latente com o fato da condutividade térmica ser muito baixa no PCM, ou seja, embora o aumento de temperatura seja amenizado pelo calor latente, há uma dificuldade para que seja dissipado através da estrutura do satélite.

É possível ver em todos os casos que, mesmo durante a fase do eclipse, em que a bateria está ligada e gerando calor, a temperatura da bateria tende a diminuir nesse período. Isso mostra que os fluxos de radiação térmica externos também têm uma grande influência na temperatura da bateria, o que revela a importância de um projeto térmico que considere aspectos como órbita, sistema de potência e atitude no projeto do seu sistema de gerenciamento térmico.

Figura 28 – Temperatura média da bateria com diferentes correntes



Os extremos de temperatura encontrados em cada caso estão listados na Tabela 5. A maior temperatura é alcançada quando se utiliza o Teflon como material no entorno da bateria, exceto para o caso com $I = 0$, enquanto o alumínio fornece sempre as menores temperaturas. Ao calcular as máximas variações de temperatura de cada caso, dadas por $\Delta T = T_{max} - T_{min}$, fica evidente que o emprego do PCM reduz significativamente essa amplitude. Como temperaturas extremas e variações elevadas prejudicam o ciclo de vida das baterias, os resultados sugerem que o PCM é uma alternativa promissora para emprego no controle térmico passivo de CubeSats.

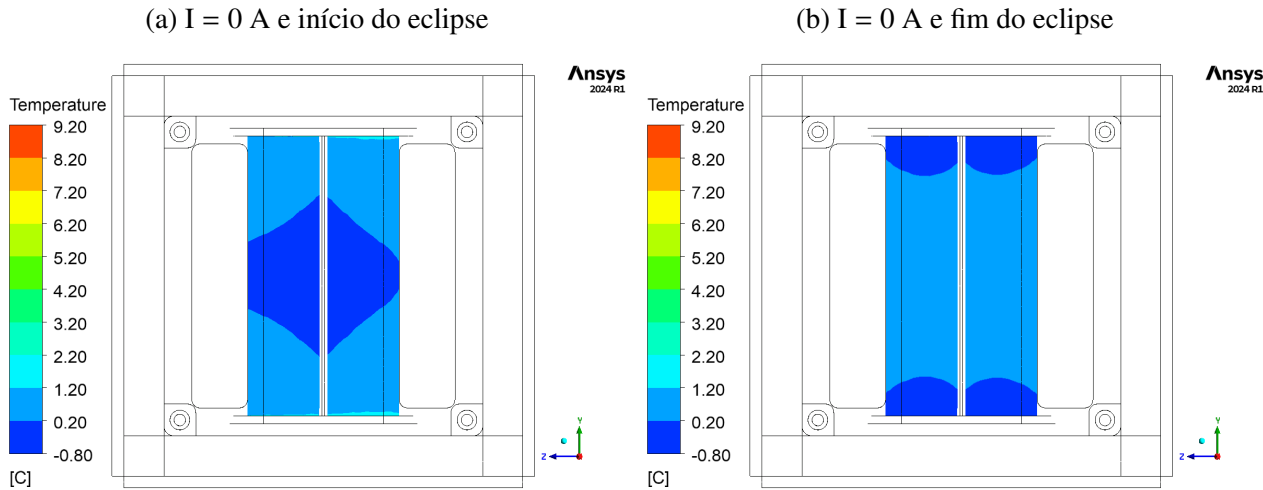
Tabela 5 – Temperaturas extremas da bateria para cada caso, em °C

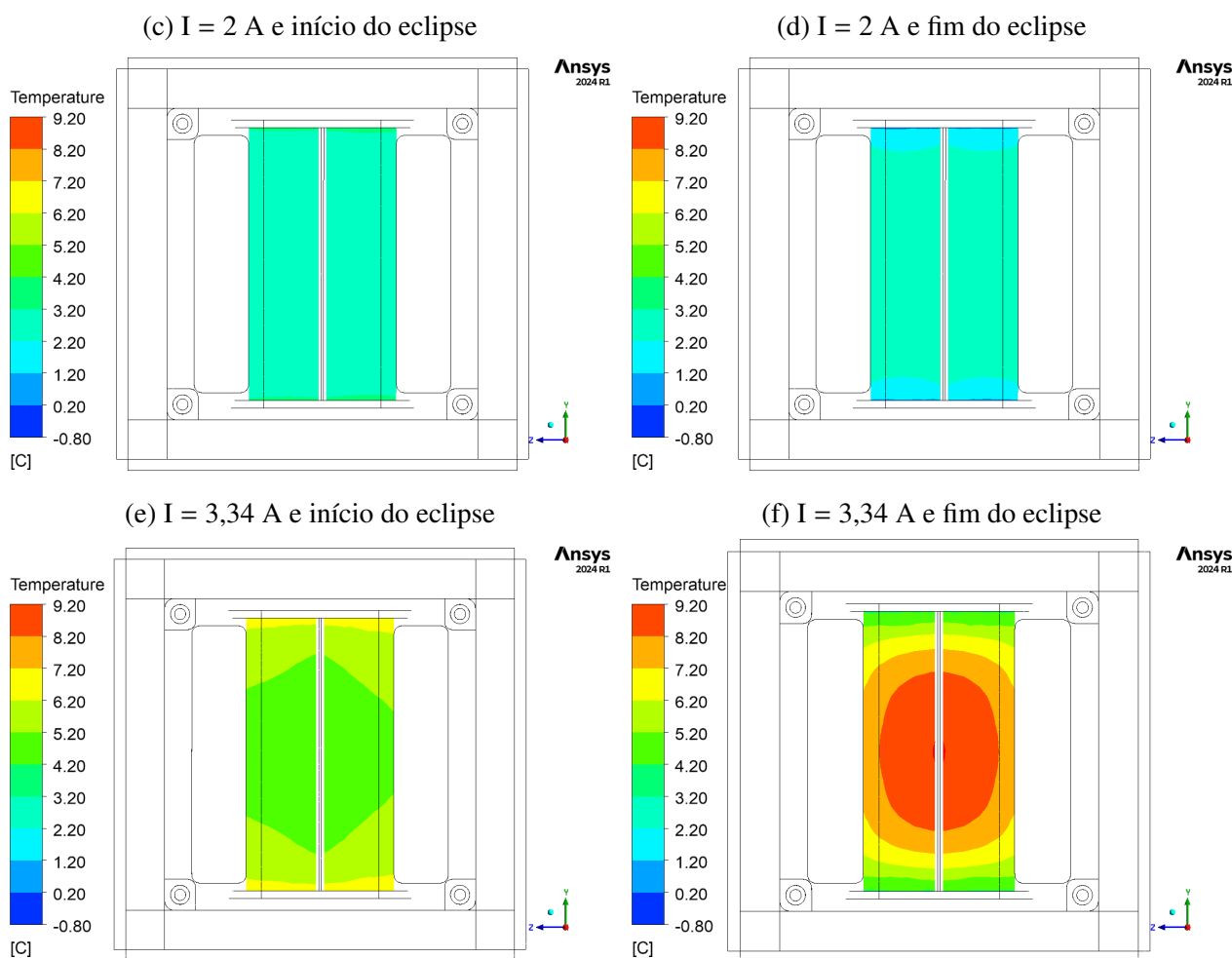
	I = 0 A			I = 2 A			I = 3,34 A		
Material	T _{min}	T _{max}	ΔT	T _{min}	T _{max}	ΔT	T _{min}	T _{max}	ΔT
Al 7075	-5,75	5,23	10,98	-3,26	7,08	10,34	0,90	10,77	9,87
Teflon	-5,30	4,80	10,10	-2,63	7,12	9,75	1,83	11,99	10,16
PCM _{sol}	-5,17	4,54	9,71	-2,49	6,95	9,44	1,95	11,85	9,90
PCM	-0,87	0,56	1,43	2,13	2,98	0,85	4,64	8,86	4,22

Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Na Figura 29 são mostradas as distribuições de temperatura na bateria para cada valor de corrente analisada utilizando PCM. As distribuições de temperatura foram obtidas em dois instantes da órbita: no início do eclipse (aproximadamente 30 minutos) e no final do eclipse (aproximadamente 65 minutos).

Figura 29 – Distribuição de temperatura nas baterias





Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

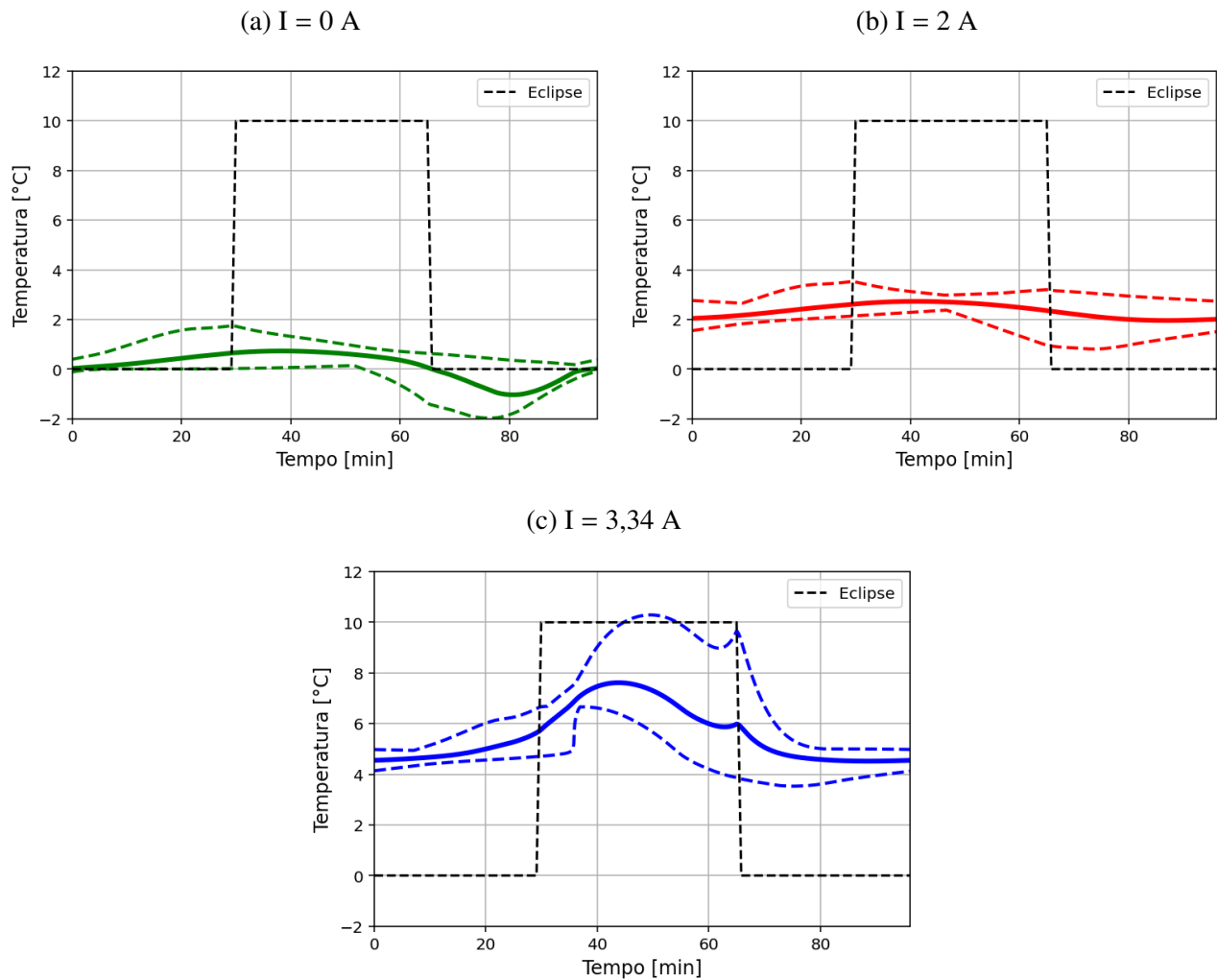
Como mencionado anteriormente, para todos os casos é possível ver que a temperatura ao longo da bateria é bastante uniforme, tendo baixas variações de temperatura em seu domínio. Apenas no caso em que é fornecida a máxima corrente em que há uma maior variação de temperatura, que chega a 4 °C no final do eclipse.

Outro comportamento comum em todos os casos é que no início do eclipse, as maiores temperaturas ocorrem nas extremidades das baterias, enquanto no centro as temperaturas são mais baixas. Isso ocorre porque o calor chega por condução através das hastes de alumínio, que recebem calor da estrutura e dos painéis, e estão mais próximas da extremidade das baterias. No entanto, no fim do eclipse esse comportamento se inverte, ficando mais quente no centro das baterias do que nas extremidades. Isso pode ser explicado devido a maior presença de PCM na região central do que nas bordas em que a bateria está em contato com o alumínio. Assim, devido ao calor gerado pela bateria, pela baixíssima condutividade térmica do PCM em relação ao alumínio e pelo CubeSat estar em uma região na órbita sem receber calor por fontes externas, sua estrutura está com uma baixa temperatura, o que faz as regiões mais externas da bateria terem uma menor temperatura em relação ao centro.

4.4 PCM

Como visto anteriormente, a utilização do PCM como um controle térmico passivo para as baterias impacta nos seus resultados de temperatura. Por esse motivo, nesta sessão são explorados os campos de temperatura no PCM, assim como a sua fração líquida. Primeiramente, na Figura 30 são mostradas as temperaturas médias do PCM em cada instante da órbita, representadas pela linha sólida, junto com as temperaturas máximas e mínimas obtidas nesse domínio, sendo elas representadas pelas linhas tracejadas de mesma cor.

Figura 30 – Temperatura do PCM para diferentes correntes



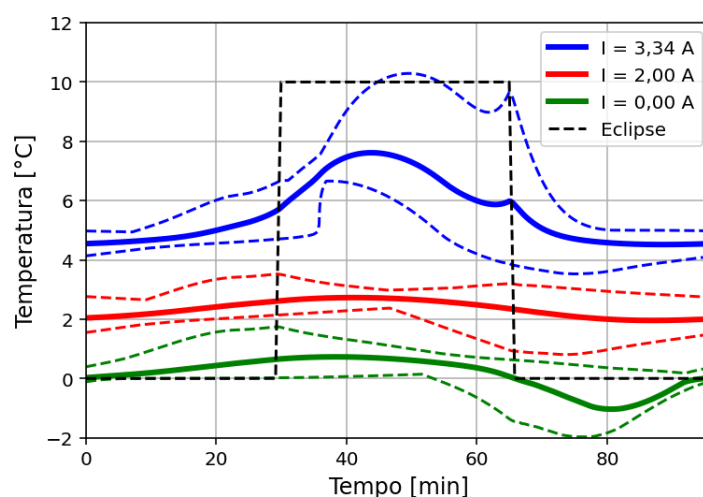
Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Analisando os gráficos, observa-se que a temperatura do PCM tem um comportamento quase constante ao longo da órbita, exceto para o caso com máxima corrente. Para correntes de 0 e 2 A, as temperaturas do PCM oscilam em torno de 0 e 2 °C, respectivamente. Nesses casos, as temperaturas do material estão entre a temperatura da fase sólida ($T_S = 0 \text{ °C}$) e a temperatura da fase líquida ($T_L = 5 \text{ °C}$), mostrando que está ocorrendo mudança de fase e, conseqüentemente, calor latente está sendo absorvido. É por causa da liberação e absorção de calor latente nesse intervalo que as temperaturas do PCM sofrem pouca variação nesse caso.

Para o caso com corrente máxima da bateria, é possível ver que a temperatura do PCM é aproximadamente constante na região fora do eclipse, sendo em torno de 4,5 °C. Porém, na região do eclipse há um grande crescimento da temperatura, chegando a ultrapassar os 10 °C. Isso ocorre porque todo o PCM ultrapassa a temperatura de fusão de 5 °C, tornando todo o material líquido e assim não tendo mais absorção de calor na forma latente. Como não ocorre mais mudança de fase, toda energia que entra no material é na forma de calor sensível, que é responsável pelo aumento mais significativo da temperatura. O aumento da temperatura próximo do final do eclipse é explicado pela geração volumétrica de calor pela bateria, conforme visto anteriormente na Figura 26.

Ao reunir os dados de temperatura do PCM em um mesmo gráfico, tem-se a Figura 31. Claramente, ele segue a mesma tendência já vista na bateria, que consiste no aumento dos níveis de temperatura com a corrente, como era o esperado. Para as correntes de 0 e 2 A, as temperaturas do PCM ficam consideravelmente uniformes ao longo da órbita, apresentando uma diferença de cerca de 2 °C entre a temperatura máxima e mínima. Esse comportamento se repete para as regiões com fluxo solar para o caso com corrente máxima, porém na região de eclipse surge um gradiente de temperaturas mais intenso no PCM, chegando a até 6 °C de diferença.

Figura 31 – Comparativo da temperatura do PCM para diferentes correntes

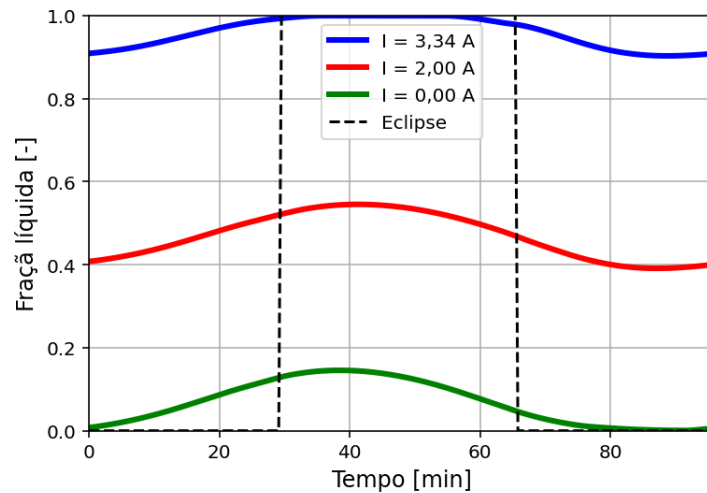


Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

O comportamento discutido acima também pode ser explorado através da Figura 32, em que é mostrada a fração líquida de PCM em cada instante da órbita. Pela análise da fração líquida, pode-se ver que é durante o eclipse que ocorre a maior fração de líquido de PCM, em virtude do aquecimento das baterias e de sua transferência de calor. Quando a bateria não fornece nenhuma energia ($I = 0 \text{ A}$), apenas uma pequena fração de PCM está derretida, consequência dos fluxos incidentes de radiação que aquecem o satélite. Por outro lado, no cenário em que a bateria fornece 2 A, aproximadamente metade do PCM funde e assim permanece ao longo da órbita, ainda que fora do eclipse não seja gerado calor pelas baterias. Este resultado ocorre pela inércia térmica do sistema, que é quente o suficiente mesmo quando a bateria foi desligada. Já quando se aplica a corrente máxima, todo o PCM se torna líquido durante a maior parte do eclipse, sendo esse o período em que ocorre o maior aumento de temperatura, como discutido anteriormente. Nesse último caso, ao atingir a fração líquida igual a

1, a absorção de calor latente satura, todo o material está na fase sólida e ocorrem os maiores níveis de temperatura, tanto na bateria quanto no PCM. Novamente, o aumento na temperatura do PCM próximo ao término do eclipse é consequência da geração de calor pela bateria, que é significativamente maior nessa região da órbita.

Figura 32 – Fração líquida do PCM



Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Os extremos de fração líquida observados ao longo da órbita, em cada caso, estão mostrados na Tabela 6.

Tabela 6 – Frações líquidas mínimas e máximas de PCM

I [A]	Mínima fração líquida [%]	Máxima fração líquida [%]
0,00	0,05	14,55
2,00	39,13	54,55
3,34	90,32	100,00

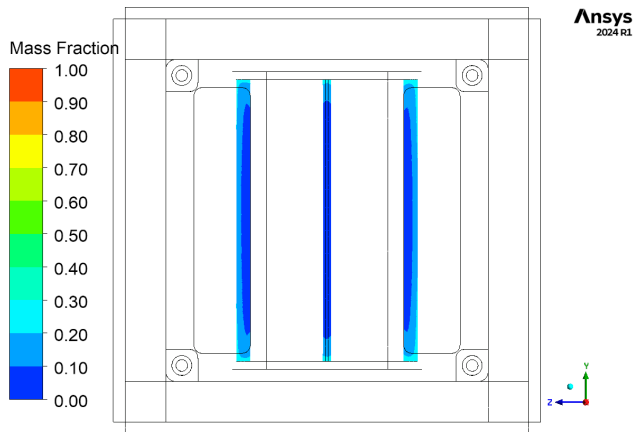
Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

A partir da Figura 33 e Figura 34 são mostradas as distribuições da fração líquida de PCM ao redor das baterias nos planos YZ e XZ. Pelas figuras do campo de fração líquida pode-se ver o mesmo comportamento da temperatura discutido anteriormente. No início do eclipse, a parte líquida do PCM se concentra nas regiões mais distantes da bateria e nas suas extremidades, enquanto na parte central há mais PCM no estado sólido. Já no final do eclipse, com o calor gerado pela bateria, a parte líquida se concentra mais na região em contato direto com a bateria e também na região central, como era esperado.

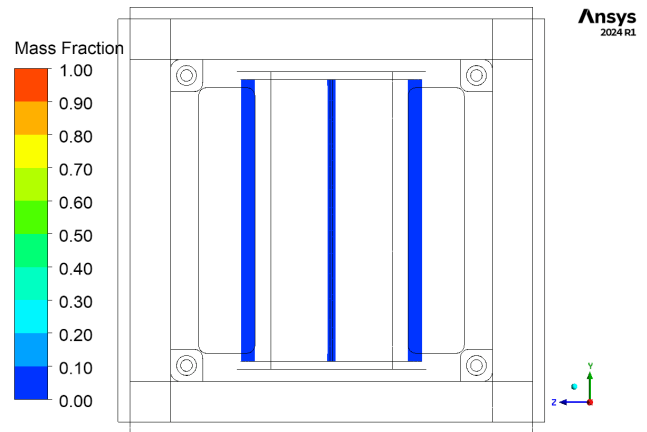
Como já observado na metodologia, o satélite encontra-se em um ambiente de microgravidade, em que não ocorre o efeito da força gravitacional sobre o PCM. Isso pode ser evidenciado pela simetria nas distribuições de fração líquida independente do plano analisado, mostrando que não ocorre convecção. Caso houvesse convecção, seria vista uma maior concentração assimétrica de líquido, devido aos efeitos de convecção natural.

Figura 33 – Distribuição da fração líquida de PCM no plano YZ para cada caso

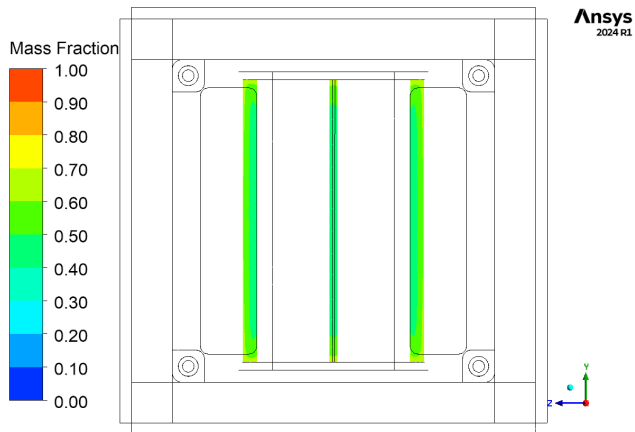
(a) $I = 0$ A e início do eclipse



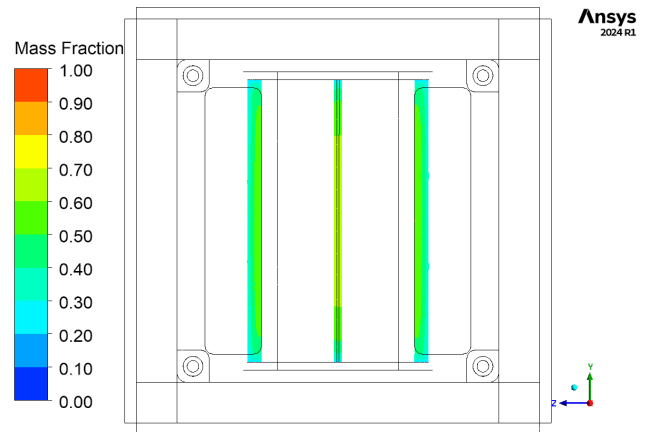
(b) $I = 0$ A e fim do eclipse



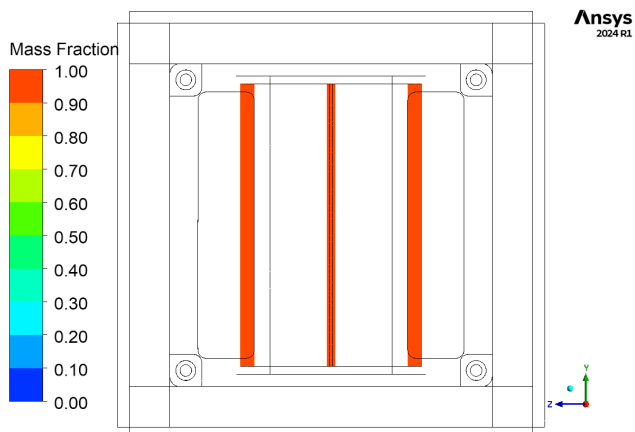
(c) $I = 2$ A e início do eclipse



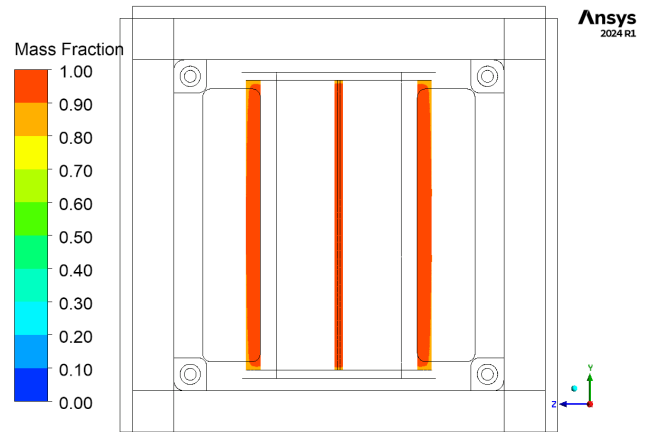
(d) $I = 2$ A e fim do eclipse



(e) $I = 3,34$ A e início do eclipse



(f) $I = 3,34$ A e fim do eclipse

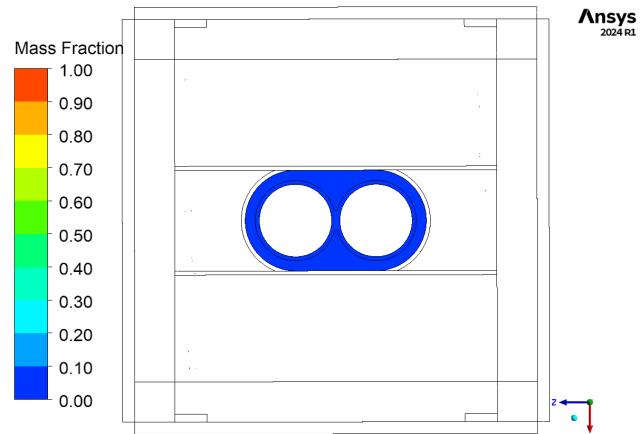
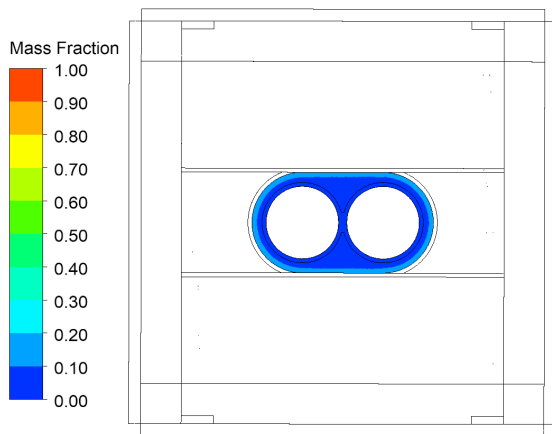


Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Figura 34 – Distribuição da fração líquida de PCM no plano XZ para cada caso

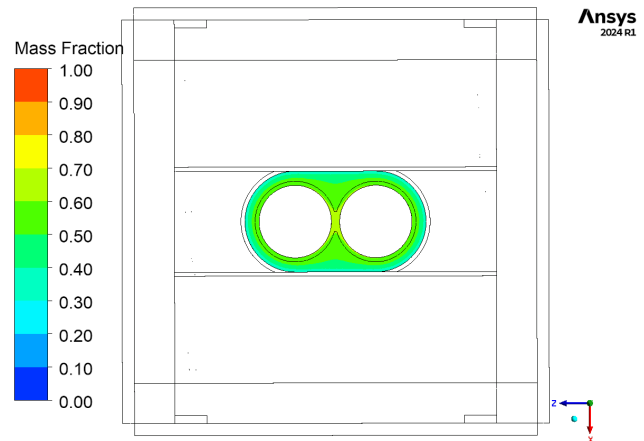
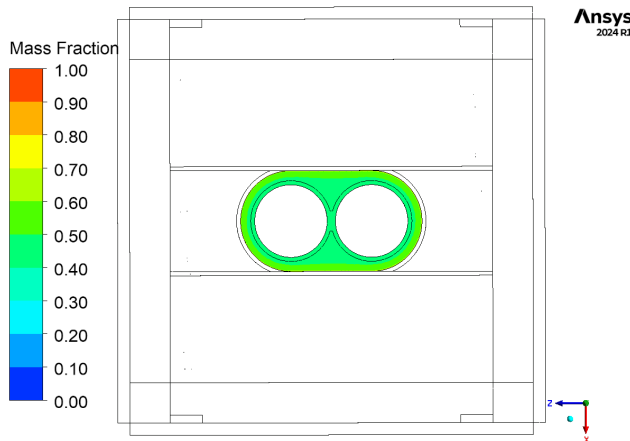
(a) $I = 0$ A e início do eclipse

(b) $I = 0$ A e fim do eclipse



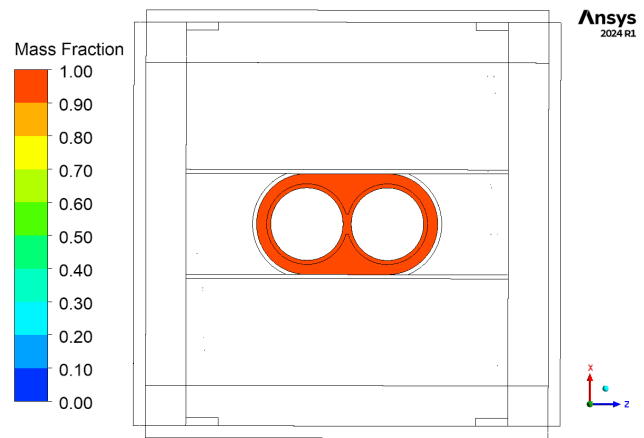
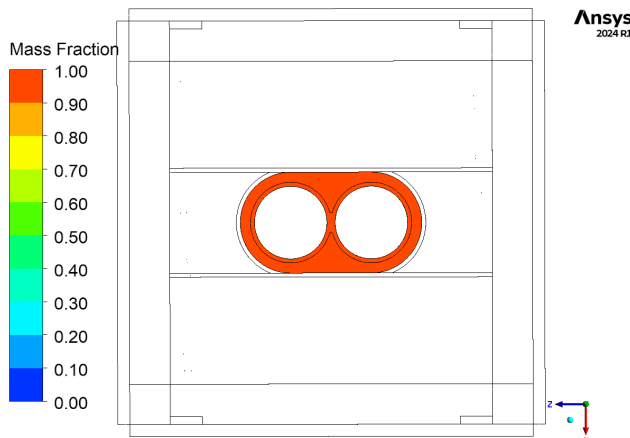
(c) $I = 2$ A e início do eclipse

(d) $I = 2$ A e fim do eclipse



(e) $I = 3,34$ A e início do eclipse

(f) $I = 3,34$ A e fim do eclipse



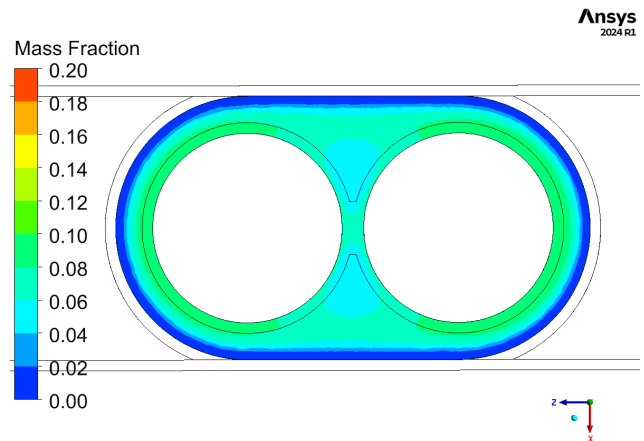
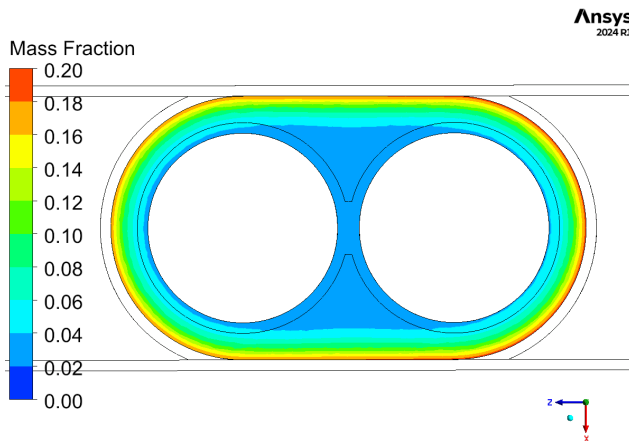
Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Para finalizar, uma visualização da fração de líquido no plano XZ de cada caso, no início e final do eclipse, está ilustrada na Figura 35. Estes são os mesmos resultados da Figura 34, porém foi aplicada uma ampliação na imagem e o intervalo da barra de fração líquida foi diminuído a fim de ressaltar melhor o fenômeno da fusão. Nestas imagens fica mais claro que a frente de fusão é simétrica em torno do plano ZY, consequência do ambiente de microgravidade.

Figura 35 – Distribuição da fração líquida de PCM no plano XZ ampliado para cada caso

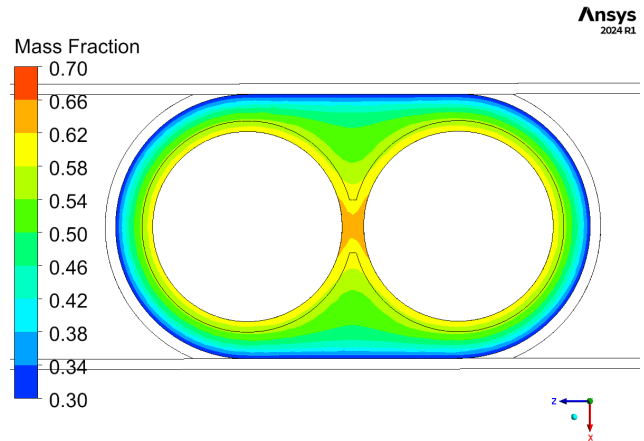
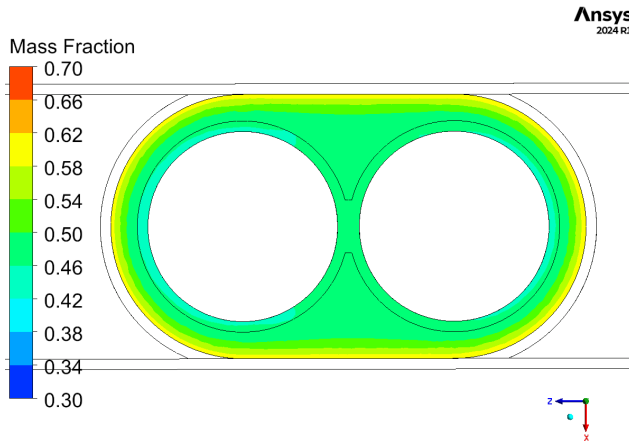
(a) $I = 0$ A e início do eclipse

(b) $I = 0$ A e fim do eclipse



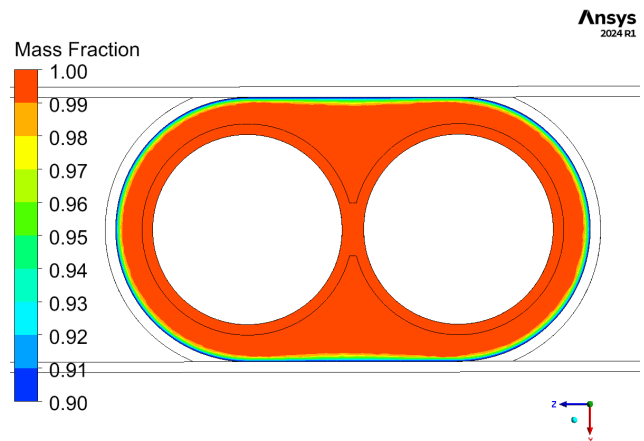
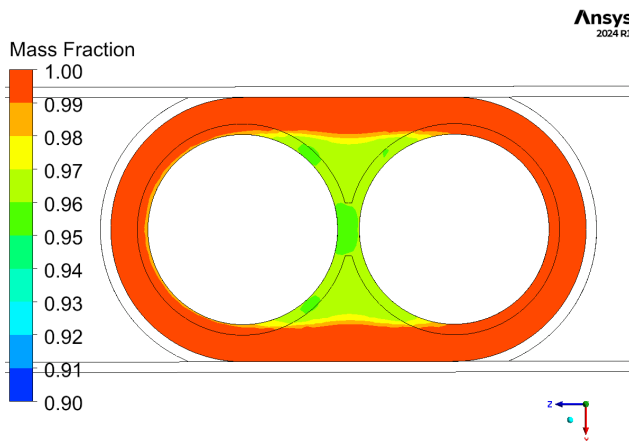
(c) $I = 2$ A e início do eclipse

(d) $I = 2$ A e fim do eclipse



(e) $I = 3,34$ A e início do eclipse

(f) $I = 3,34$ A e fim do eclipse



Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

5 CONCLUSÃO

O trabalho desenvolvido avaliou numericamente o desempenho térmico de um CubeSat e de sua bateria em órbita utilizando PCM como um sistema de gerenciamento térmico passivo. Para isso, foram investigados diferentes materiais no entorno da bateria e diferentes correntes elétricas na bateria. Com base nos resultados obtidos, o PCM mostrou ser mais eficiente para realizar esse controle do que outros materiais como alumínio e teflon. Enquanto utilizava o alumínio e teflon, as variações de temperatura da bateria chegaram a 10°C. Já ao utilizar o PCM, essas amplitudes caíram drasticamente, deixando as temperaturas quase constantes durante toda a órbita. Uma exceção para isto foi apenas para a condição de máxima corrente da bateria, em que houve uma variação de temperatura considerável para o PCM, sendo de 4 °C, mas ainda bem inferior ao valor alcançado pelos outros materiais. Ao comparar o PCM com uma versão hipotética sua, porém sem mudança de fase, pode-se observar o impacto do calor latente, que é benéfico para a aplicação investigada.

Diante deste seu desempenho e sabendo que o PCM possui uma densidade bem menor do que os outros materiais avaliados (alumínio e teflon), as análises de controle térmico de baterias de CubeSats sugerem que ele é um bom candidato para aplicações aeroespaciais, onde a massa e o consumo de energia dos sistemas são sempre fatores críticos.

Por fim, comprova-se a importância da modelagem e simulações em *CFD* de sistemas antes da etapa de fabricação, podendo prever comportamentos e fenômenos antes da etapa de construção, que geralmente é mais custosa e complexa.

5.1 IDEIAS PARA ESTUDOS FUTUROS

Diante do desenvolvimento e dos resultados obtidos ao longo do trabalho, surgiram ideias para futuros trabalhos seguindo essa mesma linha, como:

- Avaliar o desempenho térmico para outras órbitas;
- Avaliar o desempenho térmico considerando uma superfície aletada ao redor da bateria e em contato com o PCM;
- Avaliar o desempenho térmico considerando um PCM com propriedades melhoradas através de adições de outros elementos em sua composição;
- Avaliar o desempenho térmico considerando troca de calor por radiação entre os componentes internos.

REFERÊNCIAS

- ATAR, C. *et al.* Analytical investigation of surface temperatures for different sized cubesats at varying low earth orbits. **Journal of Thermal Science and Engineering Applications**, [s. l.], v. 15, n. 8, p. 081002, 2023. Disponível em: <https://asmedigitalcollection.asme.org/thermalscienceapplication/article-abstract/15/8/081002/1163075/Analytical-Investigation-of-Surface-Temperatures?redirectedFrom=fulltext>. Acesso em: 05 out. 2025.
- BERGMAN, T. L. **Incropera - Fundamentos de transferência de calor e de massa**. 8. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2019.
- BERNARDI, D.; PAWLIKOWSKI, E.; NEWMAN, J. A general energy balance for battery systems. **Journal of The Electrochemical Society**, [s. l.], v. 132, n. 1, p. 5, jan 1985. Disponível em: <https://iopscience.iop.org/article/10.1149/1.2113792>. Acesso em: 16 out. 2025.
- BOMANI, B. M. M. **CubeSat technology past and present: current state-of-the-art survey**. Cleveland, USA: NASA, 2021.
- BULUT, M.; SOZBIR, N. Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations. **Applied Thermal Engineering**, [s. l.], v. 75, p. 1076–1083, 2015. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359431114009302>. Acesso em: 18 out. 2025.
- CALPOLY, C. P. S. U. Cubesat design specification rev. 14.1. **The CubeSat Program**, p. 8, 2022. Disponível em: www.cubesat.org. Acesso em: 16 out. 2025.
- CENGEL, Y. A. **Thermodynamics: an engineering approach**. 7th. ed. New York, USA: The McGraw-Hill Companies, Inc, 2011.
- ELSHAER, A. M. *et al.* The effect of melting point and combination of phase change materials on the thermal control performance of small satellites in the thermal environment of low earth orbit: Numerical study. **Journal of Energy Storage**, [s. l.], v. 59, p. 106531, 2023. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2352152X22025208>. Acesso em: 22 out. 2025.
- GARZON, A. *et al.* Effect of beta angle and contact conductances on the temperature distribution of a 3u cubesat. **Thermal Science and Engineering Progress**, [s. l.], v. 29, p. 101183, 2022. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2451904921003425>. Acesso em: 16 out. 2025.
- GILMORE, D. G. **Spacecraft thermal control handbook**. 2nd. ed. Reston, USA: American Institute of Aeronautics & Astronautics (AIAA), 2002.
- GOMSPACE. **Datasheet: lithium ion 18650 cells for space flight products**. Aalborg East, Denmark, 2018. Disponível em: <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/>. Acesso em: 14 nov. 2025.
- HALLIDAY, D.; RESNICK, R.; KRANE, K. S. **Física 2**. 5. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2017.
- INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION. **ISO 21348:2007: space environment (natural and artificial) - process for determining solar irradiances**. Genebra, 2007.
- ITA. **Revisão de projeto do novo microsatélite do ITA é aprovada**. 2025. Disponível em: <http://www.ita.br/noticias/revisodeprojetodonovomicrosatlitedoitaaprovada>. Acesso em: 16 out. 2025.

JANKOWITSCH, P. The background and history of space law. *In*: DUNK, F. von der; TRONCHETTI, F. (ed.). **Handbook of space law**. Cheltenham, UK: Edward Elgar Publishing, 2015. p. 1–28.

JURKOWSKI, A.; KLIMANEK, A.; ŚLADEK, S. Numerical and experimental study of thermal stabilization system for satellite electronics with integrated phase-change capacitor. **Applied Thermal Engineering**, [s. l.], v. 258, p. 124645, 2025. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359431124023135>. Acesso em: 10 out. 2025.

KETSDEVER, A. D.; LEE, R. H.; LILLY, T. C. Performance testing of a microfabricated propulsion system for nanosatellite applications. **Journal of Micromechanics and Microengineering**, [s. l.], v. 15, n. 12, p. 2254–2263, 2005. Disponível em: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/0960-1317/15/12/007>. Acesso em: 16 out. 2025.

KHAN, J.; SINGH, P. Review on phase change materials for spacecraft avionics thermal management. **Journal of Energy Storage**, [s. l.], v. 87, p. 111369, 2024. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2352152X2400954X>. Acesso em: 09 out. 2025.

KULU, E. **Nanosats Database**. 2025. Disponível em: <https://www.nanosats.eu/>. Acesso em: 21 set. 2025.

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**, [s. l.], v. 144, p. 118581, 2019. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S001793101836455X>. Acesso em: 07 out. 2025.

LIU, T. *et al.* A cfd modeling coupled with vof method and solidification model for molten jet breakup at low velocity. **Nuclear Science and Engineering**, [s. l.], v. 197, n. 3, p. 398–412, 2023. Disponível em: <https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/00295639.2022.2116379?scroll=top&needAccess=true>. Acesso em: 02 out. 2025.

MAINI, A. K.; AGRAWAL, V. **Satellite technology: principles and applications**. Chichester, UK: John Wiley & Sons Ltd., 2011.

MATWEB. **Overview of materials for polytetrafluoroethylene (PTFE)**. 2025. Disponível em: <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=4d14eac958e5401a8fd152e1261b6843>. Acesso em: 03 out. 2025.

MEHLING, H.; CABEZA, L. F. **Heat and cold storage with PCM: An up to date introduction into basics and applications**. Berlin: Springer, 2008.

MESEGUER, J.; PEREZ-GRANDE, I.; SANZ-ANDRES, A. **Spacecraft thermal control**. Cambridge, UK: Woodhead Publishing, 2012.

MORSCH FILHO, E. **A coupled irradiance: thermal 3d numerical framework for simulation of cubesats**. 2021. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) — Centro Tecnológico, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2021.

MORSCH FILHO, E. *et al.* Irradiation flux modelling for thermal–electrical simulation of cubesats: Orbit, attitude and radiation integration. **Energies**, [s. l.], v. 13, n. 24, 2020. Disponível em: <https://www.mdpi.com/1996-1073/13/24/6691>. Acesso em: 15 set. 2025.

NASA. **State-of-the-art of small spacecraft technology**. 2025. Disponível em: <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/thermal-control/>. Acesso em: 07 out. 2025.

NIETO-PEROY, C.; EMAMI, M. R. Cubesat mission: From design to operation. **Applied Sciences**, [s. l.], v. 9, p. 1–24, 2019. Disponível em: <https://www.mdpi.com/2076-3417/9/15/3110>. Acesso em: 24 set. 2025.

PARK, Y.-K.; KIM, G.-N.; PARK, S.-Y. Novel structure and thermal design and analysis for cubesats in formation flying. **Aerospace**, [s. l.], v. 8, n. 6, 2021. Disponível em: <https://www.mdpi.com/2226-4310/8/6/150>. Acesso em: 30 out. 2025.

PAROLIS, M. N. D.; PINTER-KRAINER, W. **Current and future techniques for spacecraft thermal control 1: design drivers and current technologies**. 1996. Disponível em: <https://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet87/paroli87.htm>. Acesso em: 11 out. 2025.

RAJ, C. R. *et al.* Influence of fin configurations in the heat transfer effectiveness of solid solid pcm based thermal control module for satellite avionics: Numerical simulations. **Journal of Energy Storage**, [s. l.], v. 29, p. 101332, 2020. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2352152X19315865>. Acesso em: 18 out. 2025.

SCHOENI, R. *et al.* Life after cutbacks: Tracking california's aerospace workers. **RAND Corporation**, Santa Monica, v. 1, n. 26, p. 95, 1996. Disponível em: https://www.rand.org/pubs/monograph_reports/MR688.html. Acesso em: 21 set. 2025.

SWANSON, T. D.; BIRUR, G. C. Nasa thermal control technologies for robotic spacecraft. **Applied Thermal Engineering**, [s. l.], v. 23, n. 9, p. 1055–1065, 2003. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S135943110300036X>. Acesso em: 28 out. 2025.

UFSC. **UFSC desenvolve satélites do primeiro lançamento espacial comercial a partir do Brasil**. 2025. Disponível em: <https://noticias.ufsc.br/2025/11/ufsc-desenvolve-satelites-do-primeiro-lancamento-espacial-comercial-a-partir-do-brasil/>. Acesso em: 16 out. 2025.

VILLELA, T. *et al.* Towards the thousandth cubesat: a statistical overview. **International Journal of Aerospace Engineering**, [s. l.], v. 2019, n. 1, p. 5063145, 2019. Disponível em: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1155/2019/5063145>. Acesso em: 14 out. 2025.

VOLLER, V.; PRAKASH, C. A fixed grid numerical modelling methodology for convection-diffusion mushy region phase-change problems. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, [s. l.], v. 30, n. 8, p. 1709–1719, 1987. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0017931087903176>. Acesso em: 09 out. 2025.

WANG, H. *et al.* Review of the digital twin design of the smart satellite thermal control structure. **Acta Astronautica**, [s. l.], v. 239, p. 491–521, 2026. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576525007738>. Acesso em: 16 out. 2025.

WOELLERT, K. *et al.* Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations. **Advances in Space Research**, [s. l.], v. 47, n. 4, p. 663–684, 2011. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0273117710006836>. Acesso em: 04 out. 2025.

WRIGHT, D.; GREGO, L.; GRONLUND, L. **The physics of space security: a reference manual**. Cambridge, USA: American Academy of Arts and Sciences, 2005.

WU, W. fan *et al.* Study on the effect of shape-stabilized phase change materials on spacecraft thermal control in extreme thermal environment. **Energy Conversion and Management**, [s. l.], v. 69, p. 174–180, 2013. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0196890413000691?via%3Dihub>. Acesso em: 16 out. 2025.

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**, [s. l.], v. 224, p. 1–12, 2023. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359431123001291>. Acesso em: 28 set. 2025.

YAMADA, K.; NAGANO, H. Development of a heat storage panel for micro/nano-satellites and demonstration in orbit. **Applied Thermal Engineering**, [s. l.], v. 91, p. 894–900, 2015. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359431115008698>. Acesso em: 05 set. 2025.