

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO DE ENGENHARIAS DA MOBILIDADE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL**

Edemar Morsch Filho

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA TRANSFERÊNCIA DE CALOR EM UM
NANOSATÉLITE**

Joinville, 2015

Edemar Morsch Filho

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA TRANSFERÊNCIA DE CALOR EM UM
NANOSATÉLITE**

Monografia submetida ao curso de Engenharia Aeroespacial para a obtenção do Grau de Engenheiro Aeroespacial.

Orientador: Prof^a. Talita Sauter Possamai, Dr^a.

Joinville, 2015

Edemar Morsch Filho

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA TRANSFERÊNCIA DE CALOR EM UM
NANOSATÉLITE**

Esta Monografia foi julgada aprovada para a obtenção do Título de “Engenheiro Aeroespacial”, e aprovada em sua forma final pelo curso de Engenharia Aeroespacial.

Joinville, 09 de Julho 2015.

Prof. Juan Pablo de Lima Costa Salazar, Dr.
Coordenador

Banca Examinadora:

Prof^a. Talita Sauter Possamai, Dr^a.
Orientador

Prof. Kleber Vieira de Paiva, Dr.

Prof. Cirilo Seppi Bresolin, Dr.

À minha mãe, sempre ajudando a conquistar os meus sonhos.

AGRADECIMENTOS

À minha mãe, Eliete A. S. Morsch, que sempre acompanha minhas aventuras através dos bastidores. Ao meu pai, Edemar Morsch, pelo apoio ao longo dos anos. Agradeço-os por proporcionarem a mim oportunidades que não tiveram.

À minha irmã, Janine D. Morsch e seu companheiro William Hafemann, que não duvidaram da minha capacidade e sempre se fizeram solícitos quando precisei.

Às *tias de Curitiba*, Adelina Rinkaweski, Carmen Rinkaweski e Rubia Spoladore, e tio Otávio Spoladore, que me fazem sentir especial, mais do que apenas um sobrinho. A recíproca é verdadeira.

À minha *oma* Isolina Lechinski e seu marido Mario Zech, que me servem de exemplo para continuar correndo atrás dos meus sonhos.

Ao afilhado Vinícios Morsch e afilhada Haique M. Rengel, contem comigo em todos os momentos que precisarem.

Aos amigos que fiz nos EUA, Gabriela Markl, Marcos W. da Silva, Lissa Gomes, Walysson Barbosa, Fernando M. Esteves e Raissa da Silva, pelos momentos bons passados juntos.

À professora Duília F. de Mello por todo apoio antes, durante e após o intercâmbio.

Ao companheirismo e lealdade de Jacqueline M. Descloux, que contribuiu imensamente para que um ano bom se tornasse inesquecível, e a sua família, Paul Descloux e Debra Descloux, de quem só tenho boas lembranças.

Aos amigos Mayara Becker, Bruno Backes, Bruna Weinfurter, Alfredo Morillo, e Saul A. Bicca. O convívio com vocês tornou essa jornada prazerosa e mais leve.

Ao grande amigo João L. Francisco, pela amizade conquistada e por todos os ensinamentos durante esses anos. A minha formação como ser humano deve muito a você.

Aos professores do CEM, Cátia Regina Silva de Carvalho Pinto, Carlos Maurício Sachelli, Cirilo Seppi Bresolin, Cristiano Vasconcellos Ferreira, Fabiano Gilberto Wolf, Kleber Vieira de Paiva, Rafael de Camargo Catapan pela disponibilidade em me ajudar e pela transmissão de conhecimento, nem sempre relacionados com as disciplinas.

À professora Viviane Lilian Soethe, pelo ensino, mas principalmente pela amizade. A sua relação com os alunos é cativante.

À minha orientadora, Talita Sauter Possamai, por proporcionar meios para que esse trabalho fosse concluído e pela confiança em mim depositada.

Ao professor Vicente de Paula Nicolau, pela bolsa de pesquisa.

Às técnicas em assuntos educacionais, Luciana Reginato Dias e Milehna Mara Guarido, pela prestatividade em resolver os problemas dos alunos, sempre com muita gentileza.

Aos professores William R. Wolf e João L. F. de Azevedo, pela paciência e acolhimento durante a iniciação científica.

Ao amigo Cristiano R. Tironi, que me inspirou e ainda me inspira a continuar nesse caminho. Chegar aonde cheguei é certamente consequência de nossa amizade.

Aos amigos Renata Barea, Tiago Azevedo e Larissa Andrezza pelos encontros nos finais de semana.

Ao Mauro Korte e Márcia E. Voelz pela acolhida desde os tempos do grupo de dança, a Jaqueline Marquardt pela amizade esses anos todos, e a recente parceria de Arline T. Silva.

Ao vô Manoel A. da Silva, vó Maria Rinkaweski e a amiga Jéssica Pasold, saibam que, como disse Carl Sagan, “diante da vastidão do tempo e do universo, foi um imenso prazer dividir um planeta e uma época com vocês”.

Por fim, à Deus.

Apenas repolhos estão livres de preocupações. E o que obtêm eles de seu perfeito bem estar?

Carl Jacobi

RESUMO

Este trabalho simula a transferência de calor em regime transiente de um nanosatélite, do tipo CubeSat, utilizando dados do nanosatélite FloripaSat, a ser lançado em 2016. Auxiliado pelo *software* STK, a pesquisa faz o equacionamento das condições de contorno para um satélite em órbita onde considera-se a presença de radiação de albedo, infra-vermelho, radiação solar, radiação para o espaço e geração interna de calor pela bateria. O campo de temperaturas é resolvido numericamente através do método dos volumes finitos, utilizando o algoritmo TDMA para a evolução espacial e um método totalmente implícito para o avanço no tempo. A malha do modelo é implementada no Ansys ICEM CFD, enquanto que o campo escalar de temperatura é resolvido no Ansys CFX. Análises são efetuadas para uma órbita, em regime de ciclo, onde observa-se o comportamento térmico das partes que compõem o satélite, assim como as temperaturas máximas e mínimas obtidas, e fluxos de calor. Os resultados para fluxo e temperatura são obtidos em regime transiente e comparados com publicações disponíveis na literatura, confirmando a aderência das soluções.

Palavras-chave: transferência de calor, condução, nanosatélite, simulação.

ABSTRACT

This work simulates the transient heat transfer of a nanosatellite, of the type CubeSat, using nanosatellite FloripaSat's data, which will be launched in 2016. Aided by the software STK, this research does the calculation of the boundary conditions for a satellite into orbit where considers the presence of albedo radiation, infra-red radiation, solar radiation, radiation to the outer space and internal heat generation made by the battery. The temperature field is numerically solved through the finite volume method, using the TDMA algorithm for spatial evolution and a totally implicit method for advancing in time. The mesh model is implemented in the Ansys ICEM CFD software, while the scalar field of temperature is resolved in Ansys CFX. Analysis are performed to an orbit, in regime of cycle, where it is possible to observe the thermal behavior of parts that compound the satellite, as well as the maximum and minimum temperatures presented on the satellite and its heat fluxes. The results for flux and temperature are obtained in transient regime and compared with available publications in literature, confirming the adhesion of solutions.

Keywords: heat transfer, conduction, nanosatellite, simulation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1	Histograma de massa dos satélites.	20
Figura 2	Distribuição no uso de pico e nanosatélites.	22
Figura 3	Nacionalidade de pico e nanosatélites.	22
Figura 4	Missões bem sucedidas de pico e nanosatélites.	23
Figura 5	Integração P-POD em um satélite.	24
Figura 6	Posição das faces.	32
Figura 7	Modelo geométrico.	32
Figura 8	Vista isométrica explodida do FloripaSat.	33
Figura 9	Ângulo de inclinação de órbita β	34
Figura 10	Órbita do CubeSat obtida pelo STK.	35
Figura 11	Fases do satélite em órbita.	36
Figura 12	Sistema fechado.	37
Figura 13	Fluxos de calor em satélites.	37
Figura 14	Espectro de radiação eletromagnética.	38
Figura 15	Gráfico da distribuição de Planck.	39
Figura 16	Distribuição da radiação incidente.	40
Figura 17	Variação da temperatura com altitude.	41
Figura 18	Fator de forma.	44
Figura 19	Volume de controle.	47
Figura 20	Volume de controle utilizado no método dos volumes finitos.	49
Figura 21	Indexação dos volumes discretizados.	50
Figura 22	Fluxos de calor incidente sobre as superfícies.	59
Figura 23	Radiação sobre superfícies.	60
Figura 24	Fluxo líquido nas faces externas das placas solares.	60
Figura 25	Fluxos de calor.	61
Figura 26	Temperatura das superfícies externas das placas solares.	62
Figura 27	Temperatura externa do CubeSat CP3 em órbita.	63
Figura 28	Campo de temperaturas na estrutura do nanosatélite.	64

Figura 29	Temperatura dos componentes internos.	65
Figura 30	Simulação da temperatura da bateria.	66
Figura 31	Temperatura da bateria para diferentes materiais.	66
Figura 32	Temperatura da bateria em uma câmara de vácuo.	66
Figura 33	Série de Taylor aplicada em uma função qualquer.	69

LISTA DE TABELAS

Tabela 1	Faixa de temperatura dos componentes do nanosatélite SEPSAT.....	18
Tabela 2	Classificação de satélites.....	20
Tabela 3	Custo médio de nanosatélites.....	21
Tabela 4	Campos de pesquisa que contam com a presença de CubeSats.	24
Tabela 5	Propriedades dos materiais.	34
Tabela 6	Fases da órbita.....	36
Tabela 7	Fluxo de radiação incidente sobre cada superfície.	56
Tabela 8	Área das superfícies externas projetadas.....	57
Tabela 9	Temperatura dos componentes do FloripaSat.....	67

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ONU	Organização das Nações Unidas
ESA	<i>National Space Foundation</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
P-POD	<i>Poly Picosatellite Orbital Deployer</i>
TRASYS	<i>Thermal Radiation Analyzer System</i>
TMM	<i>Temperature Thermal Model</i>
SINDA	<i>System Improved Numerical Differencing Analyzer</i>
GMM	<i>Geometric Mathematical Model</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
LOS	<i>Line-of-Sight</i>
RSM	<i>Radiosity Solver Method</i>
STK	<i>Systems Tool Kit</i>
MLI	<i>Multy Layer Insulation</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
TDMA	<i>Tridiagonal Matrix Algorithm</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

ρ	Densidade	$[kg/m^3]$
k	Condutividade térmica	$[W/mK]$
ε	Emissividade	$[-]$
α	Absortividade	$[-]$
c_P	Calor específico a pressão constante	$[J/kgK]$
h	Altitude	$[km]$
β	Ângulo de inclinação de órbita	$[^\circ]$
τ_P	Período da órbita	$[1/s]$
R_e	Raio da Terra	$[6370 km]$
μ	Constante gravitacional da Terra	$[398600 km^3/s^2]$
ω	Velocidade angular	$[rad/s]$
t_s	Tempo sob a sombra terrestre	$[s]$
θ_s	Meio ângulo da sombra terrestre	$[^\circ]$
U	Varição da energia interna	$[W]$
Q_{liq}	Taxa de calor líquido	$[W]$
W_{liq}	Taxa de trabalho líquido	$[W]$
$E_{B\lambda}$	Poder emissivo espectral de corpo negro	$[W/m^2\mu m]$
C_1	Constante	$[3,742 \cdot 10^8 W\mu m^4/m^2]$
C_2	Constante	$[1,439 \cdot 10^4 \mu mK]$
λ	Comprimento de onda	$[\mu m]$
T	Temperatura	$[K]$
E_B	Poder emissivo total de corpo negro	$[W/m^2]$
σ	Constante de Stefan-Boltzmann	$[5,67 \cdot 10^{-8} Wm^2/K^4]$
ρ	Refletividade	$[-]$
τ	Transmissividade	$[-]$
θ	Ângulo	$[^\circ]$
ε_λ	Emissividade espectral hemisférica	$[-]$
E_λ	Poder emissivo espectral	$[W/m^2]$

ε	Emissividade total hemisférica	$[-]$
E	Poder emissivo total de um corpo real	$[W/m^2]$
Q_{sol}	Radiação solar sobre a superfície do satélite	$[W]$
Q_s	Fluxo solar	$[1360 W/m^2]$
$A_{sat \rightarrow sol}$	Área projetada na direção do sol	$[m^2]$
Q_{alb}	Radiação de albedo sobre a superfície do satélite	$[W]$
a	Coefficiente de albedo	$[-]$
$A_{sat \rightarrow Terra}$	Área exposta na direção da Terra	$[m^2]$
$F_{Terra \rightarrow sat}$	Fator de forma satélite-Terra	$[-]$
f	Função especular do albedo	$[-]$
t	Tempo	$[s]$
Q_{IR}	Radiação infra-vermelha sobre o satélite	$[W]$
Q_{Terra}	Fluxo de radiação infra-vermelha da Terra	$[237 W/m^2]$
$Q_{sat \rightarrow esp}$	Radiação emitida para o espaço	$[W]$
A	Área superficial externa do satélite	$[m^2]$
T_{sat}	Temperatura do satélite	$[K]$
T_{esp}	Temperatura do espaço	$[K]$
Q_{ger}	Calor gerado internamente	$[34.200 W/m^3]$
F_{ij}	Fator de forma da superfície i para a superfície j	$[-]$
r	Distância entre as superfícies	$[m]$
A_i	Área da superfície i	$[m^2]$
A_j	Área da superfície j	$[m^2]$
θ_i	Ângulo polar da superfície i	$[^\circ]$
θ_j	Ângulo polar da superfície j	$[^\circ]$
F_{ji}	Fator de forma da superfície j para a superfície i	$[-]$
F_{\parallel}	Fator de forma para superfície paralela a Terra	$[-]$
F_{\perp}	Fator de forma para superfície perpendicular a Terra	$[-]$
\mathbf{Q}_{cond}	Vetor condução térmica	$[W]$
∇	Operador nabra	$[\frac{\partial}{\partial x} \hat{i} + \frac{\partial}{\partial y} \hat{j} + \frac{\partial}{\partial z} \hat{k}]$
q_x	Calor conduzido na direção x	$[W]$

q_y	Calor conduzido na direção y	[W]
q_z	Calor conduzido na direção z	[W]
E_{ger}	Energia gerada	[W]
\dot{q}	Geração interna de energia	[W/m ³]
E_{acu}	Energia acumulada	[W]
E_{ent}	Energia que entra no sistema	[W]
E_{sai}	Energia que sai do sistema	[W]
Γ	Condutividade térmica	[W/mK]
ϕ	Temperatura	[K]
S	Termo fonte	[W/m ²]
n	Face norte	[-]
s	Face sul	[-]
e	Face leste	[-]
w	Face oeste	[-]
t	Face acima	[-]
b	Face abaixo	[-]
N	Ponto norte	[-]
S	Ponto sul	[-]
E	Ponto leste	[-]
W	Ponto oeste	[-]
T	Ponto acima	[-]
B	Ponto abaixo	[-]
P	Ponto no centro do volume de controle	[-]
\bar{S}	Valor médio do termo fonte	[W/m ³]
S_u	Coefficiente do termo fonte	[W]
S_P	Coefficiente do termo fonte	[W/K]
ζ	Termo para integração numérica	[1]
A_{proji}	Área projetada na direção i	[-].
Q_{liq}^*	Fluxo total incidente	[W/m ²]

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	17
1.1 MOTIVAÇÃO	17
1.2 OBJETIVOS	18
1.2.1 Objetivos específicos	18
1.3 ESTRUTURA DO TEXTO	19
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	20
2.1 DESENVOLVIMENTO DE PEQUENOS SATÉLITES	20
2.2 CUBESAT	23
2.2.1 P-POD	24
2.3 CONTROLE TÉRMICO EM SATÉLITES	25
2.3.1 Controle ativo e Controle passivo	30
3 METODOLOGIA UTILIZADA	31
4 ATITUDE DO SATÉLITE	32
4.1 MODELO GEOMÉTRICO DO CUBESAT	32
4.2 ÓRBITA DO SATÉLITE	34
4.3 FASES DA ÓRBITA	35
5 ANÁLISE TÉRMICA	37
5.1 RADIAÇÃO TÉRMICA	38
5.1.1 Fluxo Solar	41
5.1.2 Albedo terrestre	42
5.1.3 Radiação infra-vermelha	43
5.1.4 Radiação para o espaço	43
5.1.5 Geração interna de calor	43
5.1.6 Calor líquido	44
5.2 FATOR DE FORMA	44
5.3 CONDUÇÃO	45
6 ANÁLISE NUMÉRICA	47
6.1 DIFUSÃO DO CALOR	47
6.2 MÉTODO DOS VOLUMES FINITOS	49
6.2.1 Difusão unidimensional em regime permanente	49
6.2.2 Difusão tridimensional em regime permanente	51
6.2.3 Difusão unidimensional em regime transiente	52
6.2.4 Difusão tridimensional em regime transiente	55
6.3 <i>TRIDIAGONAL MATRIX ALGORITHM</i> (TDMA)	55
6.4 CONDIÇÕES DE CONTORNO E CONDIÇÕES INICIAIS	56
6.4.1 Desenvolvimento das condições de contorno	56
7 RESULTADOS E DISCUSSÕES	58
7.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	67

ANEXO A – Série de Taylor para obtenção das derivadas nas faces dos volumes	
finitos	69
REFERÊNCIAS	71

1 INTRODUÇÃO

Desde 1968 incentivando o uso sustentável de tecnologias aeroespaciais, através do *Committee on the Peaceful Uses of Outer Space*, a ONU destaca que nações emergentes têm conseguido desenvolver satélites pequenos, uma vez que o custo e estrutura necessária permitem a construção desses dentro de universidades ou institutos. Além de promover cooperação internacional, tais iniciativas incitam o uso de tecnologia espacial, fomentando indústrias a se inserirem neste setor (BALOGH, 2014). Outro ponto observado pelo órgão, refere-se ao uso de satélites para a melhoria das condições humanas. Como exemplo, cita-se o emprego de satélites no combate a desertificação, gerenciamento de água e desastres. No site da ONU (ACTIVITIES, 2006) existe uma lista com mais de 67 páginas contendo ações tomadas pelo *Committee of Peaceful Uses of Outer Space* e que vão de encontro as recomendações da Declaração de Johannesburgo, que visa o desenvolvimento sustentável do planeta (DEVELOPMENT, 2002).

Rademacher, Reed e Puig-Suari (1996), Jayaram (2009), Mehrparvar (2014) sugerem que o desenvolvimento de satélites em universidades permite que os alunos vivenciem um ambiente de multidisciplinaridade, similar ao daquele enfrentado por engenheiros em suas carreiras. Programas espaciais inseridos na academia favorecem o surgimento de soluções criativas e adequadas para problemas complexos de engenharia. Aqueles que trabalham na construção de satélites devem utilizar conceitos e práticas apropriadas a fim de garantir a segurança e sucesso da missão. Um bom entendimento sobre o ambiente espacial e seu impacto sobre cada componente do satélite é necessário para identificar as limitações presentes e, assim, selecionar a tecnologia mais adequada.

A fim de reduzir a ocorrência de falhas durante o lançamento e operação do satélite, uma série de testes normatizados são exigidos. Entre eles encontram-se testes de vibração, termo-vácuo e interferência eletromagnética (NASA, 2013; MEHRPARVAR, 2014; WOELLERT et al., 2010). Segundo Garzon (2012), o controle térmico é um elemento essencial em equipamentos espaciais, cujo objetivo é manter as partes que o compõem dentro de limites de temperatura adequado, assegurando assim sua integridade. De acordo com Hu, Chang e Tsai (2003), um controle térmico eficaz resulta da combinação adequada das propriedades materiais, superficiais e dimensionais do satélite.

1.1 MOTIVAÇÃO

Em 1999, os professores Jordi Puigsuari e Bob Twiggs foram os desenvolvedores do conceito de CubeSat. O objetivo da proposta dos acadêmicos é a redução dos custos de construção de um satélite e de seu tempo de desenvolvimento, além de aumentar a acessibilidade ao espaço (MEHRPARVAR, 2014; SCHAFFNER; PUIG-SUARI, 2002). Uma lista completa dos requisitos de um CubeSat pode ser encontrado em CubeSat (2015), sendo que nesse trabalho utiliza-se o módulo básico 1U, que possui o formato de um cubo de 10 *cm* de aresta (MEHRPARVAR, 2014).

O objetivo do controle térmico do satélite é assegurar que esse trabalhe dentro dos limites

de operação de cada um de seus componentes (NARAYANA; REDDY, 2007), sendo muitas vezes utilizados para que eles operem na condição mais eficiente. Satélites operando fora dos limites de temperatura podem ter seu funcionamento comprometido, além de acelerar sua deterioração (MURTHY et al., 1978).

A Tabela 1 apresenta um exemplo prático dos limites de temperatura suportados pelos componentes embarcados no nanosatélite SEPSAT.

Tabela 1 – Faixa de temperatura dos componentes do nanosatélite SEPSAT.

Componente	Faixa de temperatura [°C]
Mecanismo de ejeção SEPS	-30 até +55
Bateria	+10 até +30
Transmissor	-40 até +65
Microprocessador	-40 até +85
Volantes de reação	-20 até +50

Fonte: Sandau, Röser e Valenzuela (2010, p. 109).

Segundo Narayana e Reddy (2007), o controle térmico de satélites de pequeno porte é uma tarefa complexa, visto que o volume, massa e potência disponível são baixos, restringindo as opções de materiais e métodos disponíveis. Além disso, Lee et al. (1999) afirmam que simular a variação de temperatura de um satélite em órbita é uma tarefa complexa.

A Universidade Federal de Santa Catarina em conjunto com outras instituições criou um grupo para projetar e lançar o satélite FloripaSat, satélite que se enquadra na categoria CubeSat. Sendo um dos objetivos da equipe desenvolver um subsistema de controle térmico para nanosatélites, a simulação numérica do seu comportamento térmico, tema desse trabalho, auxiliará no desenvolvimento do projeto. Esse tema alinha-se com a proposta do curso de Engenharia Aeroespacial presente na universidade, que visa formar engenheiros com conhecimento em tecnologia aeroespacial como aeronaves, espaçonaves, veículos e plataformas de lançamento, e que consta com a disciplina de Controle Térmico em sua estrutura curricular.

1.2 OBJETIVOS

O objetivo geral deste trabalho é modelar os fluxos de energia de um CubeSat necessários para o controle térmico do mesmo e fornecer resultados preliminares do comportamento térmico de um nanosatélite empregando o *software* Ansys CFX, visando proporcionar dados a serem utilizados paralelamente ao desenvolvimento do nanosatélite FloripaSat e conseqüentemente nos demais CubeSats a serem projetados na sequência.

1.2.1 Objetivos específicos

- Distinguir as fontes de calor que atuam sobre o satélite;
- Modelar as condições de contorno do problema;

- Solucionar o campo escalar de temperatura do satélite no *software* Ansys CFX.

1.3 ESTRUTURA DO TEXTO

Esse trabalho divide-se em 8 partes, com as seguintes características:

Revisão bibliográfica: capítulo que trata da expansão no uso de satélites de pequeno porte, passando pelos fatores que os tornam atrativos, aplicações, aspectos relacionados ao seu desenvolvimento e lançamento, juntamente com a apresentação da filosofia CubeSat e exemplares que se enquadram nessa categoria, além de reunir e reter algumas pesquisas realizadas e que abordam a transferência de calor de satélites e suas principais considerações e resultados.

Metodologia utilizada: etapas efetuadas ao longo do trabalho, escolha do *software* para modelamento do problema e para geração dos resultados.

Atitude do satélite: capítulo em que se estuda a dinâmica do satélite em órbita, caracterização da órbita e de sua divisão em seções, onde também definem-se as propriedades materiais e superficiais envolvidas assim como a discretização do domínio.

Análise térmica: Apresenta-se o equacionamento das variáveis envolvidas, focando-se inicialmente nos conceitos de radiação e fontes de calor presentes sobre o satélite, além de apresentar as hipóteses a serem utilizadas para os cálculos e por fim abordando a natureza da transferência de calor por condução.

Análise numérica: o acoplamento dos fenômenos físicos presentes é efetuado analiticamente, sendo então introduzido o método dos volumes finitos e a transformação dos termos da equação da energia em coeficientes, passando pelo desenvolvimento da equação do calor unidimensional, tridimensional, ambas em regime permanente e transiente, respectivamente, além de uma exposição gráfica das condições de contorno.

Resultados e discussões: resultados da simulação são apresentados, ambos quantitativos e qualitativos, na forma de gráfico de fluxos e temperaturas, e por imagens do campo de temperatura, respectivamente. Valores máximos e mínimos são verificados e o comportamento da transferência de calor é discutida. Nesse capítulo também são apresentados sugestões para trabalhos futuros.

Por fim, um anexo com detalhes sobre a expansão em Série de Taylor é apresentado e encerra-se esse trabalho com as referências.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 DESENVOLVIMENTO DE PEQUENOS SATÉLITES

O tema deste trabalho é a simulação da transferência de calor em um nanosatélite. O termo nanosatélite é um entre outros e que serve para classificar os diferentes tipos de satélites, de acordo com a sua massa. A Tabela 2 apresenta a atual classificação.

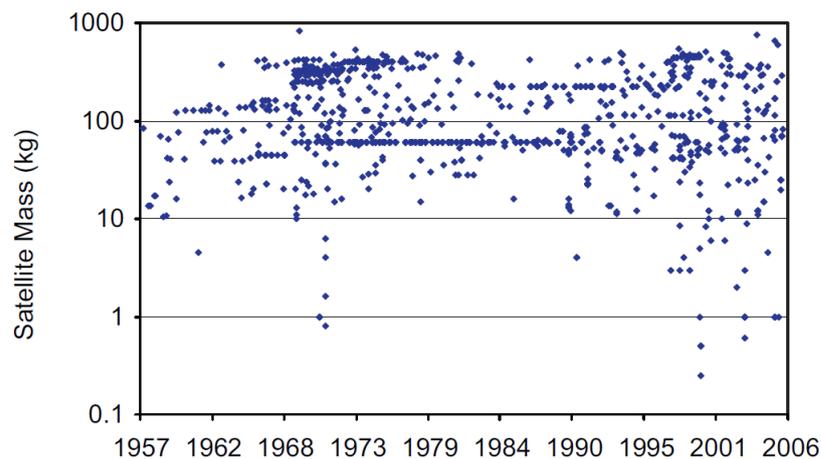
Tabela 2 – Classificação de satélites.

Classe	massa (kg)
minisatélite	100-500
microsatélite	10-100
nanosatélite	1-10
picosatélite	0.1-1

Fonte: Shiroma et al. (2011, p. 2).

Desde o lançamento do primeiro satélite em 1957, através do Sputnik 1 (83,6 *kg*), o desenvolvimento do setor tem conseguido produzir satélites com massa cada vez maior, chegando a alguns casos por volta de 6.000 *kg*. Entretanto, um nicho que atualmente tem atraído a atenção é o de pequenos satélites (BARNHART et al., 2009). A Figura 1 apresenta o histograma de massa dos satélites lançados nos últimos 50 anos, onde percebe-se que recentemente houve um crescimento no número de lançamento de satélites com massa menor que 10 *kg*.

Figura 1 – Histograma de massa dos satélites.



Fonte: Barnhart et al. (2009, p. 5).

O pioneiro da classe de nanosatélite (< 10 *kg*) é o Vanguard TV-3. Esse foi um satélite americano, contemporâneo ao primeiro satélite posto em órbita, o soviético Sputnik 1. O Vanguard TV-3 era uma esfera de 15,2 *cm* com 1,36 *kg*, mas que teve um mal funcionamento

no veículo lançador e explodiu poucos segundos após a ignição (MUSEUM, 2002; DEFFREE, 2014).

Inicialmente, países como Estados Unidos e União Soviética eram os únicos a trabalharem efetivamente no desenvolvimento e lançamentos de satélites. Devido ao vanguardismo da tarefa, os primeiros satélites tinham tamanho reduzido se comparado com alguns dos atuais exemplares (WOOD; WEIGEL, 2009).

Li, Lee e Wang (2010), Woellert et al. (2010) indicam que o avanço em campos como o de microeletrônica, fabricação, materiais, óptica, célula-solar, baterias, computação têm avançado setores, como por exemplo, o de nanosatélites. Conforme observado por Müncheberg, Krischke e Lemke (1996), Rawal, Barnett e Martin (1999), Böhnke et al. (2008), o desenvolvimento de nanosatélites é fortemente dependente da fabricação de micro-componentes como sensores, processadores, entre outros. Através da miniaturização é possível aumentar a relação carga-útil/massa do satélite e conseqüentemente reduzir custos, um dos grandes atrativos dos nanosatélites.

De fato, o custo para construir um CubeSat tem diversas variáveis, sendo difícil de comparar pois este pode ser composto por uma vasta gama de experimentos, equipamentos e tecnologia. A Tabela 3 lista o custo de alguns nanosatélites já construídos.

Tabela 3 – Custo médio de nanosatélites.

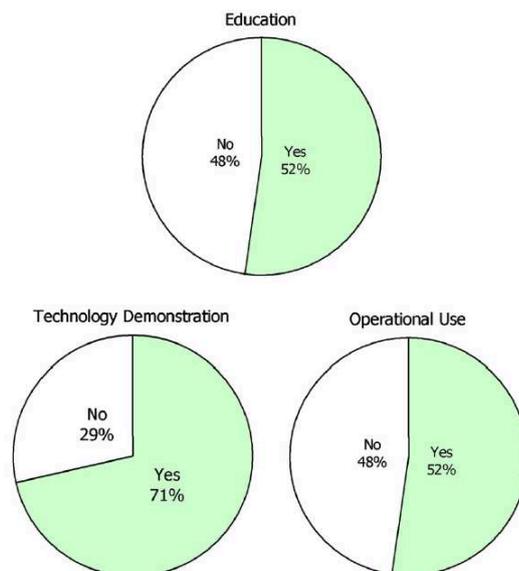
Satélite	Custo médio por quilograma (US\$/kg)
RAX, FIREFLY, DICE, FIREBIRD, REPTile	385.000
GeneSat-1	870.000
PharmaSat	590.000
O/OREOS	455.000
XaTcobeo, QuakeSat, MAST, NRO, DTU-1	510.000
Média de custo	560.000

Fonte: Adaptado de Woellert et al. (2010, p. 16).

Bouwmeester e J.Guo (2010) apresentam dados estatísticos de pico e nanosatélites projetados até o ano de 2009. Entre 1963 e 1996 o lançamento de satélites de pequeno porte não aconteceu, uma vez que os veículos lançadores foram se desenvolvendo e sua capacidade de levar cargas úteis maiores aumentou. Além disso, a tecnologia disponível naquele período não permitia que equipamentos complexos pudessem ser alojados em locais de tamanho reduzido. Através da Figura 2, os autores revelam que a maioria dos pico e nanosatélites são construídos para fins educacionais. Também há uma forte tendência na utilização desses satélites para demonstração de tecnologia, embora apenas 14% dos pico e nanosatélites são desenvolvidos exclusivamente para tal propósito. Outro ramo que ocupa parcela significativa é o de uso operacional, setor que incluem medições científicas ou rádio comunicação.

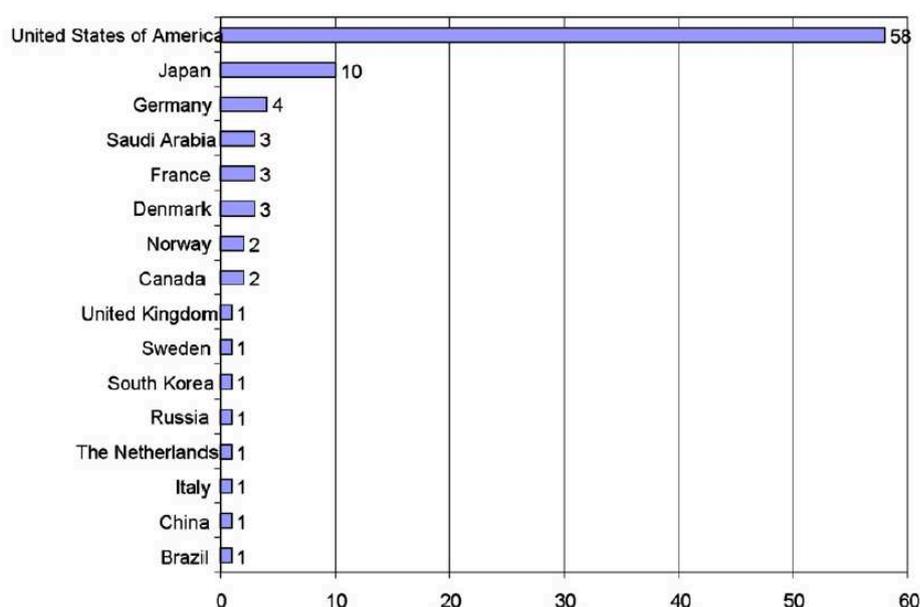
A nacionalidade desses satélites também é avaliada pelos autores, conforme Figura 3, onde observa-se que os Estados Unidos são os líderes nesse segmento. Vale salientar que alguns dos países listados têm um programa espacial consolidado e com significativo investimento, mas não possuem quantidade expressiva de pico e nanosatélites até 2009. Ressalta-se o fato de que tanto

Figura 2 – Distribuição no uso de pico e nanosatélites.



Fonte: Bouwmeester e J.Guo (2010, p. 3).

Figura 3 – Nacionalidade de pico e nanosatélites.



Fonte: Bouwmeester e J.Guo (2010, p. 4).

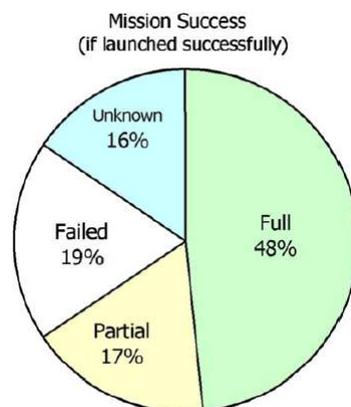
países sem forte tradição, assim como aqueles amplamente reconhecidos pelo seu envolvimento no setor aeroespacial têm direcionado recursos para o desenvolvimento de nanosatélites.

A vida útil dessa classe de satélites varia entre poucos dias até 5 anos, sendo que em mais da metade dos verificados essa informação não estava disponível. Entre os pico e nanosatélites lançados com sucesso, pouco menos da metade operam sem nenhuma falha, conforme apresentado na Figura 4.

Um outro motivo para que o custo total da missão de nanosatélites seja reduzido se deve aos gastos com lançamento. Geralmente eles são embarcados como carga secundária em um

veículo lançador, permitindo que o valor total do lançamento seja dividido entre todas as cargas úteis do foguete (WOELLERT et al., 2010). Ainda segundo Bouwmeester e J.Guo (2010), entre 1997 e 2009, 77 pico e nanosatélites foram lançados e divididos em 25 lançamentos, o que resulta em aproximadamente 3 satélites por lançamento. Nesse mesmo período, todos os satélites foram embarcados como carga secundária ou terciária junto a satélites principais maiores.

Figura 4 – Missões bem sucedidas de pico e nanosatélites.



Fonte: Bouwmeester e J.Guo (2010, p. 5).

2.2 CUBESAT

Em 2014 houve o lançamento de mais de 75 satélites que seguem a metodologia CubeSat Hand (2015). Após 10 anos desde o lançamento do primeiro em 2003, mais de 200 outros já foram lançados (KOUDELKA; UNTERBERGER; ROMANO, 2014). Segundo Heidt et al. (2000), a filosofia de “menor, mais barato, mais rápido, melhor” tem ganhado força nos projetos de satélites. Uma característica evidente dessa metodologia é a padronização de variáveis como massa, forma e dimensões. Por conta disso, o tempo de desenvolvimento e o custo de construção podem ser significativamente reduzidos (PUIG-SUARI; TURNER; AHLGREN, 2001). De fato, a ideia do modelo de CubeSat é fazer com que esse seja totalmente desenvolvido dentro de 2 anos, permitindo que estudantes de graduação e pós-graduação possam participar, oferecendo-os uma valiosa oportunidade para obter experiência com problemas reais de engenharia (NUGENT et al., 2008).

O conjunto de características do CubeSat possibilita que esse já esteja presente ao redor do mundo, em mais de 100 universidades, escolas e agências espaciais, tanto no setor privado quanto no setor governamental (MEHRPARVAR, 2014). Agências espaciais como *National Science Foundation* (ESA) e *National Aeronautics and Space Administration* (NASA) possuem projetos envolvendo o uso de pequenos satélites como o CubeSat.

A Tabela 4 resume algumas das áreas de pesquisa onde os CubeSats estão presentes e elenca exemplares envolvidos em cada área.

Tabela 4 – Campos de pesquisa que contam com a presença de CubeSats.

Categoria	Satélite
Astrobiologia	O/OREOS
Astronomia	BRITE/CanX-3/TUGSAT-1
Ciências atmosféricas	SwissCube
Biologia	GeneSat-1
Observação da Terra	QuakeSat/PRISM
Ecologia	NCube2
Eletrônica	Robusta
Fabricação de materiais	HawkSat 1
Farmácia	PharmaSat
Demonstração de tecnologia	CANX-2/Libertad-1/MAST/NANOSAIL-D
Ambiente espacial	CINEMA
Telecomunicações	NEMISIS

Fonte: Adaptado de Woellert et al. (2010, p. 10).

2.2.1 P-POD

Para que CubeSats tivessem de fato custos reduzidos, criou-se uma interface para o veículo lançador, também padronizada, capaz de comportar mais de um CubeSat ao mesmo tempo. Essa interface é conhecida como *Poly Picosatellite Orbital Deployer* (P-POD), fruto de um estudo realizado na *California Polytechnic State University*. Basicamente o P-POD é um compartimento de alumínio, composto de uma mola posicionada internamente, uma porta e um mecanismo para abrir a saída (TOORIAN et al., 2005). Entre as principais funcionalidades dessa interface, encontra-se a capacidade de proteger os CubeSats e o veículo lançador quando esses estiverem integrados, além de liberá-los com um baixo valor de *spin*¹ (PUIG-SUARI; TURNER; AHLGREN, 2001). Durante a liberação, que ocorre através de um dispositivo não explosivo, os CubeSats partem do P-POD numa trajetória linear, onde uma mola os impulsiona a uma velocidade de aproximadamente $0,3m/s$. A padronização do P-POD auxilia no acoplamento deste com outros satélites maiores, conforme Figura 5.

Figura 5 – Integração P-POD em um satélite.



Fonte: Nugent et al. (2008, p. 4).

¹Rotação do satélite que auxilia na estabilização de sua atitude inercial (KUCHARSKI et al., 2014).

Essa característica permite maior versatilidade ao se procurar um lançamento, visto que CubeSats podem ser integrados como cargas secundárias (CHIN et al., 2008).

2.3 CONTROLE TÉRMICO EM SATÉLITES

A equação que rege o balanço térmico em um satélite é uma diferencial parcial de segunda ordem (KIM; HAN, 2010), geralmente difícil de resolver analiticamente. Ao modelar o problema de transferência de calor, as principais dificuldades estão relacionadas com o fato de se utilizar valores adequados de propriedades térmicas como capacidade calorífica, condutividade térmica, dependência das propriedades com a temperatura, propriedades ópticas como emissividade, absorvidade, refletividade, resistência de contatos entre partes, entre outros Lee et al. (1999).

Baturkin (2005) apresenta uma lista com os *softwares* usualmente empregados na análise térmica de sistemas:

- *Lumped parameter method*: ESATAN, SINDA/G/FLUINT, TRASSA;
- Método dos elementos finitos e diferenças finitas: NASTRAN, COSMOS, ANSYS, TAS, FLOTHERM, TAK2000;
- Fluxos radiativos: ESARAD, TERMICA, TRASYYS, RadCAD, SSPTA, OAZIS.

Conforme Hu, Chang e Tsai (2003), para que o controle térmico seja adequado, é necessária a combinação correta de propriedades superficiais, do material empregado e das dimensões do satélite. Os autores apresentam a metodologia aplicada no modelamento térmico do picosatélite YamSat. Um modelo térmico de superfície (*Surface Thermal Model-STM*) é utilizado através do *software Thermal Radiation Analyzer System* (TRASYYS) para computar os fluxos de radiação, enquanto que um modelo térmico de temperatura (*Temperature Thermal Model-TTM*) é empregado por meio do *System Improved Numerical Differencing Analyzer* (SINDA) para a predição das temperaturas. Dessa forma, o SINDA utiliza os resultados obtidos pelo TRASYYS de forma desacoplada para calcular a temperatura no satélite. A análise é feita para diferentes inclinações de órbita, onde observa-se as temperaturas máximas e mínimas obtidas. A análise mostrou que com uma escolha adequada das dimensões dos materiais de isolamento é possível manter todos os componentes eletrônicos dentro dos seus respectivos limites de operação.

Em Kim e Han (2010) o problema do comportamento térmico do satélite é simulado e para isso um modelo matemático geométrico (*Geometric Mathematical Model-GMM*), que inclui a geometria e as propriedades ópticas da superfície, é criado para o cálculo da radiação e um modelo matemático térmico (TMM) é desenvolvido para a parte da condução. Os resultados obtidos através do GMM são parâmetros de entrada para o TMM, sendo que o GMM é implementado no Thermal Desktop/RADCad, que utiliza um método de Monte Carlo para calcular a radiação incidente, enquanto que o TMM utiliza o *software* SINDA/FLUENT. A equação do balanço de energia é resolvida por um método de diferenças finitas implícito *forward-backward* de segunda ordem.

Para a análise térmica do primeiro CubeSat canadense (CanX-1) lançado em 2003, utilizou-se um modelo térmico multi-nodal com o auxílio do *software* I-DEAS de forma também desacoplada. As análises verificaram o comportamento térmico do satélite sob um *spin* de $0,1^\circ/s$ nas condições extremas de temperatura (WELLS; JEANS, 2002). Entre os experimentos embarcados no satélite encontravam-se câmeras para observar as estrelas, lua e Terra, sistema de controle magnético ativo, sistema de GPS (*Global Positioning System*), entre outros.

Jacques (2009) avalia em sua dissertação de mestrado a transferência de calor no nanosatélite OUFTI-1, desenvolvido na *University of Liège*, Bélgica. Uma avaliação preliminar é feita utilizando-se o *software* Matlab/Simulink e outra análise mais detalhada é feita posteriormente, através do ESATAN/ESARAD. O nanosatélite tinha três objetivos principais, sendo o primeiro deles testar pela primeira vez no espaço o protocolo de comunicação rádio-amadora D-STAR e um novo modelo de célula solar com eficiência de 30%, além de um novo circuito eletrônico.

Em seu trabalho o autor considera os fluxos de radiação solar, albedo, radiação infravermelha e dissipação interna de calor. Esses valores foram calculados conforme a posição do satélite na órbita, auxiliados por uma formulação de dois corpos resolvida no Simulink. O fluxo solar é calculado através da constante solar e do ângulo que cada face possui em relação aos raios oriundos do sol, assumidos como sendo paralelos devido a grande distância entre o sol e o satélite. Além disso, um modelo *Line-of-Sight* (LOS) é utilizado já que em certas posições o satélite se encontra sob a sombra da Terra. Basicamente, esse método considera que se uma linha entre o satélite e o sol é interceptada pela Terra, o satélite encontra-se na sombra terrestre. Para o cálculo do fluxo proveniente do albedo, uma formulação que utiliza valores de constante solar, coeficiente de reflexão, ângulo do conjunto sol-Terra-satélite e fator de forma entre o satélite e Terra foram utilizados. Os dados para o cálculo do fator de forma foram obtidos através de uma equação adaptada encontrada em Gilmore (apud JACQUES, 2009). Nesse caso, os raios incidentes não são mais paralelos devido a proximidade entre o satélite e a Terra. O modelo empregado não utilizou de variações na refletividade causadas por nuvens, oceanos, florestas, entre outros.

Em seu primeiro modelo, o autor assume que o satélite tem superfícies isotérmicas, fazendo com que apenas um ponto do satélite seja calculado para se determinar sua temperatura global. O modelo assumido considera regime transiente e a equação é resolvida em duas partes. Na primeira etapa todo o fluxo externo é calculado para cada posição da órbita, enquanto que o segundo passo consiste em resolver a equação iterativamente. A convergência é avaliada através de dois parâmetros:

- Temperatura: Na última posição da órbita, o valor da temperatura deve ser próxima ao da primeira posição;
- Variação da temperatura: A variação da temperatura no tempo para a última posição deve ser similar ao da primeira posição.

O *software* ESATAN e ESARAD foram então utilizados para uma análise mais detalhada do problema. A diferença entre os *softwares* é de que o ESARAD é responsável por calcular os

fluxos de radiação, enquanto que o ESATAN analisa a condução do calor ao longo de todo o satélite. Para tanto, inicialmente, trabalhou-se um modelo simplificado em que apenas um nó por face é utilizado para computar as temperaturas. Por fim, detalhou-se melhor o nanosatélite ao considerar mais nós por superfície, além de modelar os contatos entre faces. Para o cálculo do fluxo de radiação, considerou-se um método estatístico de Monte Carlo. A geração de calor por componentes eletrônicos e placas solares também foram modelados.

Czernik (2004) faz uma avaliação sobre a transferência de calor no picosatélite alemão, Compass-1. Nessa análise considerou-se os fluxos de calor oriundos da radiação solar, albedo, radiação infra-vermelha da Terra, radiação perdida para o espaço e geração interna de calor. Estimativas da temperatura do satélite são feitas através de um balanço de energia para configurações com diferentes materiais compondo a sua estrutura. Posteriormente, uma análise sobre a dinâmica da temperatura do satélite é realizada a fim de verificar o seu comportamento ao percorrer várias órbitas. Considerando superfícies isotérmicas, o satélite atinge temperaturas fora do limite de operação quando esse está voltado para o sol e quando encontra-se sob a sombra da Terra, sendo a bateria o componente crítico. Diante disso, um isolamento térmico é proposto visando assegurar níveis de temperatura aceitáveis para a situação em que o satélite estiver voltado para o sol. Com o intuito de propor um controle térmico adequado para a fase de eclipse, um modelamento mais rigoroso é implementado. Um conjunto de nós são distribuídos ao longo do satélite e resistências são atribuídas entre eles. A estrutura exterior é modelada em formato de cubo e as principais placas eletrônicas internas e a bateria também são consideradas. Para tanto, no modelo térmico feito através do Solid70, elementos são criados onde cada um contém oito nós e um grau de liberdade para a temperatura. O elemento SHELL157 foi escolhido juntamente com o *Radiosity Solver Method* (RSM), que auxilia na resolução de problemas de radiação. Tal tarefa é executada pelo *software* ANSYS.

Conforme Bulut e Sozbir (2015), o controle térmico de pequenos satélites como o CubeSat não dispõem de variada gama de opções. Em seu artigo, em que um estudo sobre o comportamento térmico de um nanosatélite é apresentado, verificando-se a influência da altitude e das superfícies. Em sua análise são incluídos os efeitos da radiação solar, dissipação interna, albedo, radiação infra-vermelha da Terra e radiação para o espaço. Inicialmente propõe-se um estudo em regime permanente nas órbitas entre 500 e 2.000 km, para diferentes configurações de material e placa solar na superfície do satélite. Além disso, uma análise específica na órbita de 600 km para diferentes configurações de superfícies também é efetuada. Os autores verificaram que a temperatura máxima ao que o satélite está exposto é suportada por todos os equipamentos, exceto a bateria. Já para a temperatura mínima, nenhum componente está dentro da faixa aceitável. Ao variar a altitude, percebe-se que, para todas as configurações de superfície, a variação aproximada da temperatura máxima é de 2°C e de 8°C para temperatura mínima, ambas na superfície. Os cálculos foram feitos considerando um nó por face e por componente eletrônico. A variação da temperatura superficial com a altitude é explicada pela variação do fluxo de radiação infra-vermelha da Terra. Quanto mais baixa a órbita, maior o fluxo. Porém, visto que a contribuição dessa fonte para o fluxo total incidente no satélite é pouca, não há grande variação da temperatura com a altitude.

Inc (apud DINH, 2012) afirma que o modelamento das placas solares pode ser complexo, uma vez que parte da radiação incidente é convertida em energia elétrica. Kim e Han (2010) apresentam cálculos de absorvidade e eficiência da placa solar para o cálculo da transferência de calor sobre a placa.

Dinh (2012) simula o comportamento térmico de um CubeSat utilizando os *softwares* Thermal Desktop e ANSYS Icepack, sendo que o último é usado para fazer as simulações da condução interna de calor, enquanto que o primeiro calcula os fluxos de calor incidentes sobre o satélite. O Ansys Icepack avalia o comportamento térmico de componentes eletrônicos em ambientes com convecção, radiação e condução, portanto, a fim de simular o vácuo do espaço, a função escoamento foi desabilitada do programa e um valor baixo foi atribuído para o coeficiente de condução do ambiente. As fontes externas de calor consideradas foram o albedo, radiação solar e radiação infra-vermelha terrestre. Em seu trabalho, o autor modela alguns dos componentes eletrônicos presentes no satélite, como por exemplo o BeagleBoard. Para tanto, uma simplificação da placa é utilizada onde apenas o chip, que é o principal gerador de calor, foi considerado. Um experimento foi desenvolvido onde percebeu-se que o modelo térmico da placa estava em concordância com os resultados experimentais. Efeitos de *spin* foram desconsiderados, fazendo com que o modelo de satélite adotado tivesse sempre a mesma face voltada para a Terra.

Hanley et al. (2013) estuda a transferência de calor em um CubeSat por meio do *software* COMSOL como ferramenta de análise térmica através do método de elementos finitos. O *software Systems Tool Kit* (STK) é utilizado para fornecer os valores dos vetores satélite-sol. Esse *software* simula a posição do satélite na órbita e fornece vetores que são posteriormente inseridos no COMSOL, de tal forma que a radiação solar seja dependente da posição, conseqüentemente do tempo.

Liu et al. (2010) utiliza uma formulação de Monte Carlo para o cálculo do fluxo de radiação solar no período em que o satélite se encontra voltado para o sol. No cálculo do albedo os autores utilizam a lei de Lambert, que basicamente depende da refletividade terrestre, absorvidade do satélite, área superficial terrestre, sua orientação e altitude. Para a radiação infra-vermelha, Liu et al. (2010) afirmam que o valor é constante ao longo de toda a órbita e só varia com o fator de forma. Os autores também incluem em seus cálculos a geração interna de calor e a troca de calor por radiação entre as superfícies do satélite. As equações são então resolvidas pelo método dos volumes finitos.

Garzon (2012) faz um estudo sobre os fluxos de calor no satélite OSIRIS-3U. Em seu trabalho é apresentada uma breve discussão sobre o fator de forma das superfícies do satélite, assim como uma descrição das diversas fases ao que ele está exposto. O modelo de balanço térmico é efetuado e análises de temperatura são feitas sobre cada superfície do satélite, identificando as condições extremas de temperatura. Nessa pesquisa, utilizou-se do *software* COMSOL, sendo que o modelo adotado foi de elementos finitos. A órbita utilizada pela autora é LEO, circular e em ambas inclinações de órbita de 0° e 90° .

Rickman (2009) apresenta com detalhes um modelo analítico das fontes de calor sobre um satélite. O autor fornece uma formulação para a radiação em função da posição do satélite

na órbita. No estudo se desenvolve um equacionamento válido para órbitas LEO, circulares, podendo ser inclinada. O satélite estudado apresenta sempre a mesma face voltada para a Terra, sendo que esse não possui *spin*. O autor sugere que o fluxo de albedo seja uma radiação especular.

Corpino et al. (2015) apresentam resultados de temperaturas para o nanosatélite PiCPoT. Um modelo é implementado no Matlab utilizando o método de diferenças finitas e um esquema totalmente implícito. As superfícies são modeladas por uma malha hexagonal uniforme, enquanto que internamente são utilizados nós. Os resultados obtidos com o Matlab são então comparados com o *software* ESATAN-TMS. Após realizadas as análises, os autores sugerem modificações que possam vir a melhorar a distribuição de temperaturas ao longo do satélite.

Narayana e Reddy (2007) simulam o comportamento térmico de um microsatélite através da análise nodal transiente utilizando o *software* IDEAS-TMG e, comparam os resultados com medições em órbita onde verifica-se que as temperaturas medidas em diferentes posições são próximas ao previsto. Os autores também avaliam a influência de parâmetros como radiação solar, energia dissipada internamente, absorvidade, emissividade, condução do MLI (*Multi-layer insulation*) e condução nos contatos. Ao variar esses valores, os pesquisadores verificam que a energia dissipada pelos componentes eletrônicos, condução do MLI e condução no contato são os fatores que têm maior influência na temperatura.

Wang, Huang e Chen (2014) analisam a temperatura do satélite FORMOSAT-7, que possui pouco menos de $1m^3$. Simulações utilizando diferentes inclinações de órbita são efetuadas a fim de verificar os limites de temperatura atingidos. Como *software* utiliza-se o TRASYS e SINDA/G para resolver o modelo térmico. Inicialmente o TRASYS calcula a radiação térmica externa. Esses valores são utilizados pelo SINDA/G, que utiliza um *lumped parameter method* para o cálculo da transferência de calor por condução, resolvido através de um método das diferenças finitas. As análises mostram que a temperatura máxima atingida pelo satélite é função do material da superfície e do ângulo de inclinação da órbita.

Lin et al. (2004) simularam o comportamento térmico da bateria de um satélite onde verificou-se que a inércia térmica faz com que os limites superiores e inferiores de temperatura da bateria sejam atingidos em momentos posteriores ao início e fim do eclipse, respectivamente.

Lee et al. (1999) analisa o comportamento térmico do micro-satélite TUU-SAT1. Para tanto, o autor divide as várias superfícies do satélite em nós, onde a equação de balanço térmico aplicada é linearizada. O comportamento térmico é avaliado na situação de estabilização por gradiente de gravidade e na estabilização por *spin*. Conforme apresentado pelo autor, a estabilização por *spin* gera uma quantidade maior de absorção de radiação solar do que a estabilização por gradiente de gravidade, além de ter uma distribuição de temperatura mais uniforme. O autor também simula o efeito da altitude sobre a temperatura, onde observa-se que maiores altitudes proporcionam menores temperaturas. Entretanto, entre as órbitas de 800 a 2.000km, não mais que $3^{\circ}C$ de variação foram observados.

Torres, Mishkinis e Kaya (2014a) comparam resultados de uma simulação com aqueles obtidos em órbita e propõem alterações uma vez que os resultados estavam pouco coerentes. Os autores concluem que o não modelamento das antenas do satélite, que geram uma sombra

sobre esse, altera significativamente os resultados da análise.

Em Lee et al. (2011) uma análise é feita para diferentes altitudes e diferentes magnitudes de *spin*. No modelo são atribuídos nós a estrutura do satélite, onde as temperaturas são calculadas através do *software* TRASYS. Entre 300 e 700km de altitude, o aumento na temperatura foi de aproximadamente $2^{\circ}C$. Para velocidades menores de *spin*, a temperatura interna reduz.

Nota-se que todos estes trabalhos citados utilizam a radiação e a condução de forma desacoplada, servindo a primeiro como condição de contorno para a segunda.

Pérez-Grande et al. (2009) apresenta um modelo analítico para a transferência de calor em pequenos satélites com *spin*. Por conta tanto do *spin*, que tende a homogeneizar a temperatura na superfície, quanto dos equipamentos internos que possuem requerimentos térmicos distintos das superfícies, os estudiosos propõem uma análise com apenas dois nós. Neste caso, um nó representa todos os equipamentos e o *payload* do satélite, enquanto que o outro nó simula a superfície externa. Ambos os nós são termicamente acoplados por condução e radiação. A resposta térmica a flutuações de temperatura é analisada com uma série de Fourier e a equação é integrada utilizando um método de quarta-ordem de Runge-Kutta. Os resultados mostram que o acoplamento entre radiação e condução provocam variação na temperatura de ambos os nós.

Este trabalho segue esta linha de estudo, com o modelo de radiação e condução totalmente acoplados.

Até o término desse trabalho, a quantidade de artigos brasileiros com temática similar ao proposto nessa pesquisa permanece escassa.

2.3.1 Controle ativo e Controle passivo

As exigências construtivas de um nanosatélite associado as características do ambiente espacial requerem um controle térmico a fim de que este opere dentro de limites aceitáveis de temperatura (LI; LEE; WANG, 2010). Para tanto, soluções de engenharia são empregadas com o objetivo de prover níveis de temperatura adequados. Entre as soluções empregadas, pode-se dividir em duas classes denominadas controle ativo e controle passivo (HANLEY et al., 2013; SAM; DENG, 2011). Como controle ativo empregam-se bombas de calor, aquecedores, resfriadores. Já para o controle passivo, utilizam-se tubos de calor, mantas térmicas, radiadores, entre outros. Usualmente, controle passivo é mais leve, com preços mais baixos e menor consumo de energia, características atrativas para um nanosatélite (LEE et al., 1999).

3 METODOLOGIA UTILIZADA

Para atingir os objetivos anunciados, a atitude desse enquanto em órbita teve de ser analisada. Para auxiliar nessa tarefa, informações sobre os parâmetros de órbita foram elencados através de sugestões de professores envolvidos no projeto do FloripaSat. De posse desses parâmetros, utilizou-se o *software* STK para identificar os instantes de tempo em que esse encontra-se sob a sombra da Terra, assim como os instantes de tempo em que está sendo iluminado pelo sol.

Como etapa seguinte, agrupou-se informações sobre a atitude do satélite e as fontes de calor para então modelar as condições de contorno. Inicialmente um modelo simplificado, que consiste de um cubo, foi implementado no Ansys. Dessa forma, verificou-se se as equações introduzidas no modelo estavam fornecendo resultados coerentes. Concluída essa parte, implementou-se um mecanismo capaz de analisar o comportamento do satélite ao longo de várias órbitas até que ele entrasse em regime de ciclo.

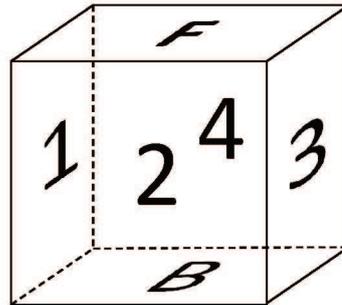
Finalmente, um modelo geométrico mais detalhado e próximo do FloripaSat foi efetuado usando-se de informações fornecidas por alunos e professores envolvidos no projeto do satélite. Tendo criado o modelo, as informações de condição de contorno são inseridos na simulação e o campo de temperaturas é resolvido, podendo então serem feitas as análises.

4 ATITUDE DO SATÉLITE

4.1 MODELO GEOMÉTRICO DO CUBESAT

O satélite aqui estudado sempre tem a mesma face voltada para a Terra, não possui *spin* e suas faces são identificadas por B, 1, 2, 3, 4 e F, conforme Figura 6.

Figura 6 – Posição das faces.

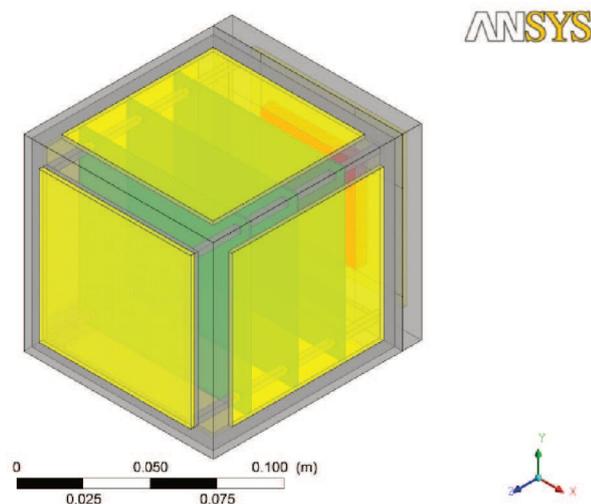


Fonte: Elaborado pelo autor.

Na Figura 6, B é a face voltada para a Terra, 1 é a aquela cuja normal está na mesma direção e sentido do movimento do satélite, 2 é a face superior perpendicular ao sentido do movimento, 3 é a superfície paralela a 1 mas com normal em sentido oposto, 4 está paralela a 2 mas com normal também em sentido oposto e F é a face oposta a B e única a receber exclusivamente radiação solar.

O modelo geométrico do satélite utilizado nas simulações é composto por estruturas metálicas, placas solares em cada face, três placas eletrônicas (*board*), quatro parafusos, uma bateria e duas tampas, conforme Figura 7.

Figura 7 – Modelo geométrico.

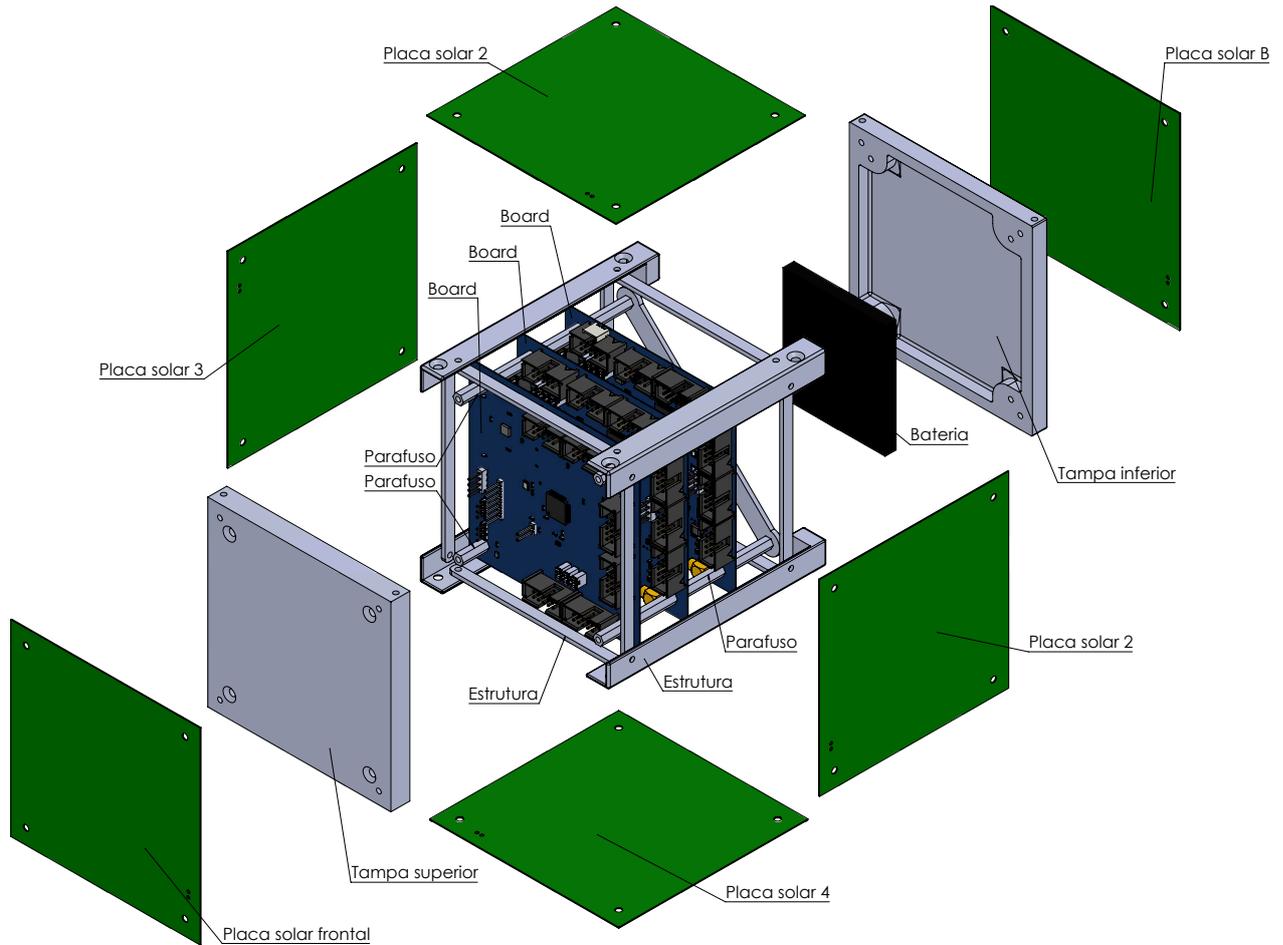


Fonte: Elaborado pelo autor.

As faces B, 1, 2, 3, 4 e F correspondem aos eixos $-Z$, $-X$, $-Y$, $+X$, $+Y$ e $+Z$, respectivamente. Esse modelo foi gerado no *software* Ansys ICEM CFD, onde o domínio é discretizado em volumes sendo que a quantidade de volumes gerada foi de 1.357.484.

Na Figura 8 encontra-se o modelo do FloripaSat que está sendo desenvolvido em conjunto com a Universidade Federal de Santa Catarina, *campus* Florianópolis. Cada peça do modelo geométrico utilizado nesse trabalho está identificada, exceto por um parafuso que não aparece por conta da vista da figura adotada.

Figura 8 – Vista isométrica explodida do FloripaSat.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Comparando as Figuras 7 e 8 percebe-se que simplificações foram efetuadas. Essas modificações permitem que o equacionamento matemático seja mais enxuto, além de destacar as principais partes envolvidas e sua efetiva influência nos resultados finais.

Cada um dos componentes do modelo do CubeSat possui características que devem ser conhecidas para resolver a simulação, como densidade (ρ), coeficiente de condutividade térmica (k), emissividade (ε), absorvidade (α), calor específico (c_P). A Tabela 5 reúne informações acerca das propriedades dos materiais utilizados nesse trabalho.

Tabela 5 – Propriedades dos materiais.

Peça	Material	ρ [kg/m^3]	k [W/mK]	ε	c_P [J/kgK]
Estrutura	Alumínio T7075	2810	130	0.4	960
Parafuso	Alumínio T7075	2810	130	0.4	960
Board	Fibra de vidro	2400	1.03	0.3	800
Tampa	Alumínio T7075	2810	130	0.4	960
Placa solar	Fibra de vidro	2810	1.03	0.3	800
Bateria	Polietileno	9200	0.4	0.3	1250

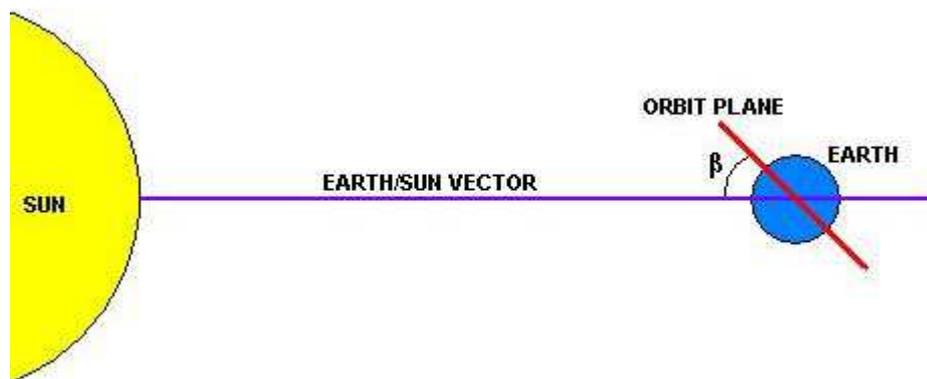
Fonte: Adaptado de Meccanica (2015), Roda (2015), ToolBox (2015), System (2015), Cecen et al. (2015).

4.2 ÓRBITA DO SATÉLITE

O comportamento térmico do satélite é dependente da sua atitude e órbita, como por exemplo, o período em que esse permanece sob a sombra da Terra varia com a altitude. Para tanto, é necessário conhecer os parâmetros da órbita a fim de determinar os instantes que cada fase acontece. Portanto, assume-se aqui que a órbita terá:

- Altitude (h) de $400km$;
- Inclinação de órbita (β) de $51,5^\circ$, conforme Figura 9;
- Órbita circular.

Figura 9 – Ângulo de inclinação de órbita β .



Fonte: LASP (2015).

O período da órbita pode ser calculado como (MOCANU et al., 2009):

$$\tau_P = 2\pi \sqrt{\frac{(R_e + h)^3}{\mu}} \quad (4.1)$$

Nessa equação, R_e é o raio da Terra e μ é a constante gravitacional da Terra.

Obtendo o período é possível calcular a velocidade angular do satélite, dada por:

$$\omega = \frac{2\pi}{\tau_P} \quad (4.2)$$

O tempo que o satélite permanece sob a sombra terrestre pode ser obtido através de:

$$t_s = \frac{\tau_P}{\pi} \cos^{-1} \left(\frac{\sqrt{1 - R^2}}{\cos(\beta)} \right) \quad (4.3)$$

Dessa equação, R equivale a fração $R_e/(R_e + h)$ (MOCANU et al., 2009).

Para obter os valores dessas equações utilizou-se do STK, em que os parâmetros de órbita foram inseridos no *software* e dados de período da órbita, tempo sob sombra terrestre e tempo voltado para o sol foram extraídos. O período da órbita é de 5125 s, sendo que durante 3053 s o satélite encontra-se voltado para o sol e por 2072 s o satélite está sob a sombra da Terra. O conjunto dos parâmetros de órbita adotados nesse trabalho resulta em uma trajetória de órbita como ilustrado na Figura 10.

Figura 10 – Órbita do CubeSat obtida pelo STK.



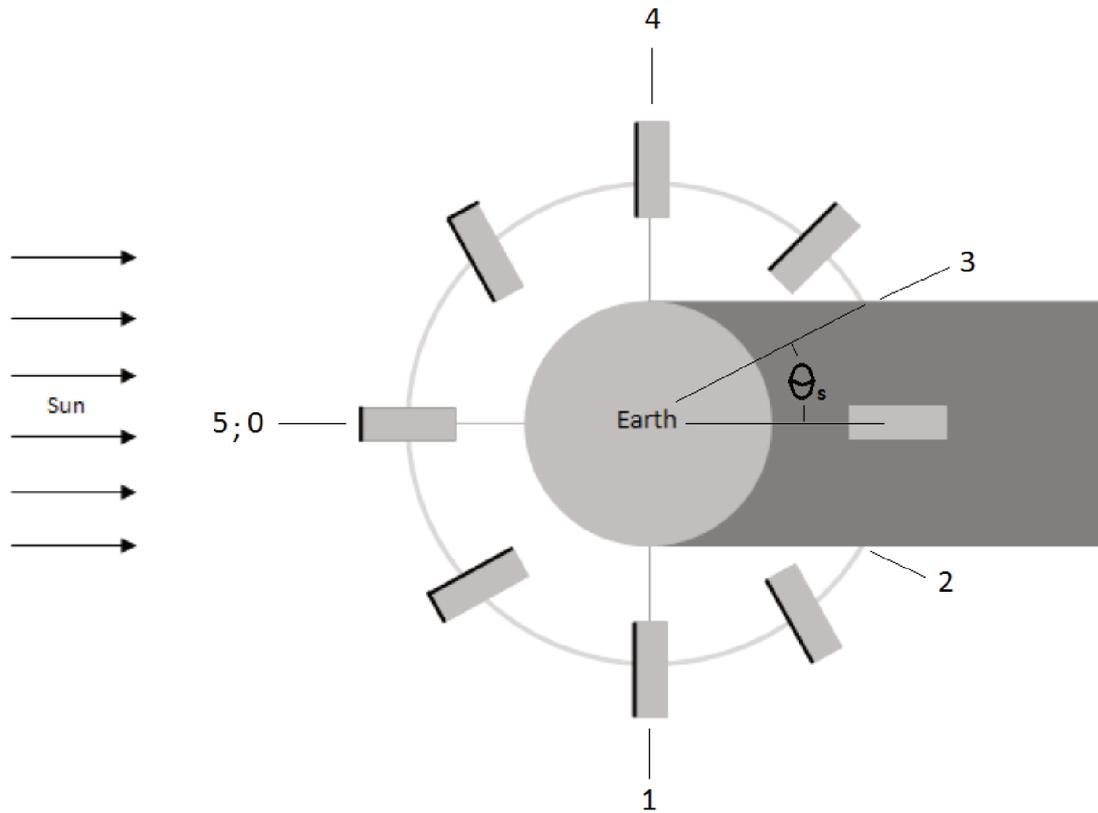
Fonte: Elaborado pelo autor.

4.3 FASES DA ÓRBITA

Devido a dinâmica do satélite em estudo, ele passa por 6 fases distintas, conforme apresentado na Figura 11. É importante salientar que no plano dessa figura não é possível observar a sua inclinação.

A posição 0 corresponde ao começo da órbita, sendo esse o instante selecionado para início dos cálculos. A posição 1 equivale ao instante em que determinadas superfícies do satélite têm suas condições de contorno radicalmente alteradas devido a presença ou não da radiação solar sobre elas. A posição 2 condiz com a fase em que ele entra na fase de eclipse e a posição 3 corresponde ao momento em que o satélite deixa a sombra terrestre. Na posição 4, novamente certas superfícies têm sua condição de contorno radicalmente alterada devido a presença ou não

Figura 11 – Fases do satélite em órbita.



Fonte: Adaptado de Garzon (2012, p. 32).

da radiação solar. Por fim, a posição 5 equivale ao último ponto da órbita, ou seja, a mesma que a posição inicial. O fato da órbita ser baixa e circular permite assumir que a sombra da Terra seja cilíndrica. Portanto, o meio ângulo que a sombra faz com o centro da Terra é calculado através da simples relação:

$$\text{sen}(\theta_s) = \frac{R_e}{R_e + h} \quad (4.4)$$

De posse destes parâmetros é possível calcular os instantes de tempo em que ocorrem cada uma das 5 fases descritas anteriormente, indicadas na tabela 6.

Tabela 6 – Fases da órbita.

Posição	Tempo (s)
0	0
1	1281
2	1526
3	3598
4	3843
5	5125

Fonte: Elaborado pelo autor.

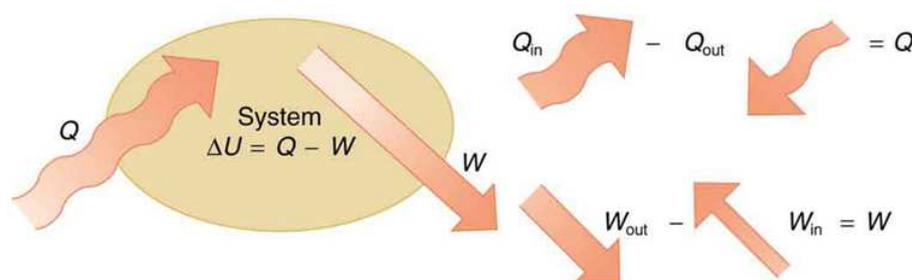
5 ANÁLISE TÉRMICA

A fim de realizar as análises necessárias, emprega-se a equação do balanço de energia, equação 5.1, como ponto inicial para o modelamento matemático. Essa equação corresponde a primeira lei da termodinâmica, também conhecida como Lei da Conservação da Energia, para um sistema estacionário. No caso aqui analisado, o referencial de coordenadas se movimenta juntamente com o satélite. A equação 5.1 estabelece que a energia total de um sistema é conservada, podendo haver fluxo através das fronteiras do sistema na forma de calor e trabalho, além do acúmulo de energia, conforme Figura 12 (INCROPERA et al., 2008).

$$U = Q_{liq} - W_{liq} \quad (5.1)$$

Na equação 5.1, U é a variação de energia interna, Q_{liq} é a taxa da quantidade líquida de calor transferido para o sistema e W_{liq} o trabalho líquido realizado pelo sistema.

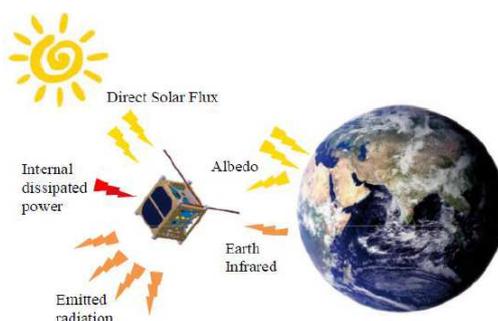
Figura 12 – Sistema fechado.



Fonte: Boundless (2015).

Para o caso de satélites, o trabalho realizado por ele é nulo ($W_{liq} = 0$), já que o ambiente no qual se encontra é vácuo. Por conta ainda do vácuo, o transporte de calor por convecção pode ser desconsiderado, restando apenas o transporte de calor por condução e radiação (GADALLA, 2005). A radiação promove a troca de calor entre as superfícies externas do satélite e entre os conjuntos satélite-sol, satélite-Terra e satélite-espaco, conforme Figura 13.

Figura 13 – Fluxos de calor em satélites.



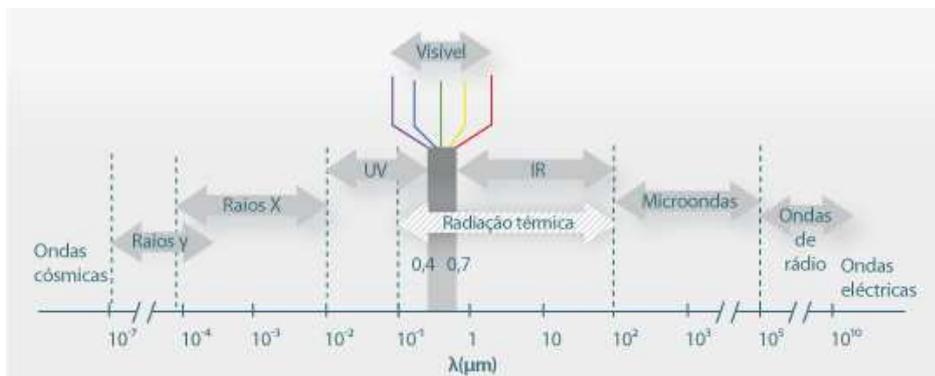
Fonte: Jacques (2009, p. 17).

A condução promove o transporte de calor ao longo do satélite, através da sua estrutura e equipamentos embarcados. Como consequência dessas características, um elevado gradiente de temperatura é comumente encontrado em satélites (GARZON, 2012).

5.1 RADIAÇÃO TÉRMICA

Toda matéria acima da temperatura absoluta emite radiação térmica. Esse modo de transporte de energia térmica não necessita de um meio material de transporte, ao contrário da convecção e da condução. A emissão de radiação térmica é espectral, ou seja, depende do comprimento de onda, além de ser direcional pois varia com o ângulo. A radiação térmica compreende a emissão de energia eletromagnética na faixa de comprimento de onda entre 0,1 e 100 μm , conforme Figura 14.

Figura 14 – Espectro de radiação eletromagnética.



Fonte: Químicos (2015).

Para um corpo negro, a Distribuição de Planck (equação 5.2) fornece o cálculo do poder emissivo espectral.

$$E_{B\lambda}(\lambda, T) = \frac{2\pi C_1}{\lambda^5 \left(\exp \frac{C_2}{\lambda T} - 1 \right)} \quad (5.2)$$

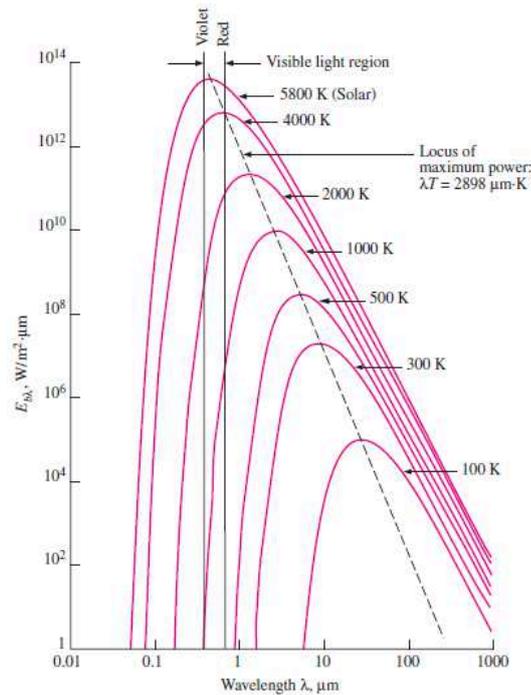
Nessa equação, $E_{B\lambda}$ é o poder emissivo espectral de um corpo negro, C_1 e C_2 são constantes, λ é o comprimento de onda e T é a temperatura.

A radiação de corpo negro é o limite máximo que um corpo pode emitir. Cabe salientar que um corpo negro por definição absorve toda a radiação incidente, em todos os comprimentos de onda e em todas as direções. Além disso, emite em todas as direções, ou seja, possui superfície difusa, embora sua emissão seja função do comprimento de onda.

Através do gráfico da distribuição de Planck, Figura 15, percebe-se que para um mesmo comprimento de onda, ao aumentar a temperatura o poder emissivo também aumenta. Outra característica observada é de que a radiação tende a concentrar-se em comprimentos de onda menores com o aumento da temperatura.

Integrando a equação 5.2 sobre todos os comprimentos de onda obtém-se a emissividade

Figura 15 – Gráfico da distribuição de Planck.



Fonte: Çengel (2007, p. 567).

total do corpo negro, também conhecida como Lei de Stefan-Boltzmann (equação 5.4).

$$E_B(T) = \int_0^{\infty} E_{B\lambda}(\lambda, T) d\lambda \quad (5.3)$$

$$E_B(T) = \sigma T^4 \left[\frac{W}{m^2} \right] \quad (5.4)$$

O termo σ é a constante de Stefan-Boltzmann. Essa equação calcula a quantidade de radiação emitida em todas as direções e em todos os comprimentos de onda por um corpo negro. Contudo, corpos reais não conseguem absorver ou emitir toda a radiação atuante sobre ele. Na realidade eles absorvem, refletem e transpassam a radiação incidente, de acordo com a Figura 16.

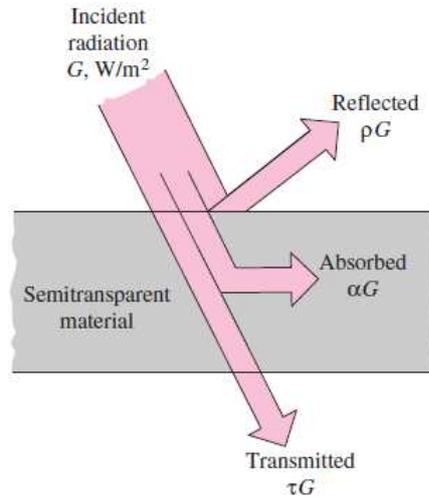
Tais termos podem ser obtidos através das seguintes relações:

- Absortividade $\alpha = \frac{\text{Radiação absorvida}}{\text{Radiação incidente}}$
- Refletividade $\rho = \frac{\text{Radiação refletida}}{\text{Radiação incidente}}$
- Transmissividade $\tau = \frac{\text{Radiação transmitida}}{\text{Radiação incidente}}$

Usualmente tais parâmetros são fracamente dependentes da temperatura. Entretanto são funções do ângulo e do comprimento de onda, sendo que o balanço de energia requer que:

$$\alpha(\theta, \lambda) + \rho(\theta, \lambda) + \tau(\theta, \lambda) = 1 \quad (5.5)$$

Figura 16 – Distribuição da radiação incidente.



Fonte: Çengel (2007, p. 582).

Porém, superfícies opacas não transmitem radiação, portanto:

$$\alpha(\lambda, \theta) + \rho(\lambda, \theta) = 1 \quad (5.6)$$

Além dos parâmetros já citados, ainda existe o termo emissividade, que representa a emissão de radiação de corpos reais. A equação 5.2 é válida para corpos com emissão ideal, e é utilizada para definir a emissividade esférica espectral de corpos reais, conforme equação 5.7:

$$\varepsilon_\lambda(\lambda, T) = \frac{E_\lambda(T, \lambda)}{E_{B\lambda}(T, \lambda)} \quad (5.7)$$

Nessa equação, E_λ é a emissividade espectral de um corpo real.

Já a emissividade hemisférica total representa a fração de radiação real emitida em todos os comprimentos de onda e direções, conforme equação 5.8.

$$\varepsilon(T) = \frac{E(T)}{E_B(T)} \quad (5.8)$$

Na equação 5.8, $E(T)$ é a radiação emitida por um corpo real em todas as direções e em todos os comprimentos de onda na temperatura T . Os valores de ε variam entre 0 e 1, sendo que $\varepsilon = 1$ é válido somente para corpo negro. Esse termo depende fortemente do material e do acabamento superficial.

A Lei de Kirchhoff estabelece que para um corpo em equilíbrio térmico, a absorvidade em qualquer comprimento de onda e em qualquer temperatura tem o mesmo valor da emissividade no mesmo comprimento de onda, ou seja:

$$\varepsilon(\theta, \lambda) = \alpha(\theta, \lambda) \quad (5.9)$$

Para o caso em que a emissão e irradiação de uma superfície são independentes do comprimento de onda, diz-se que a superfície é cinza. Se a emissão ou irradiação for independente do ângulo, diz-se que a superfície é difusa. Portanto, para um corpo cinza e difuso:

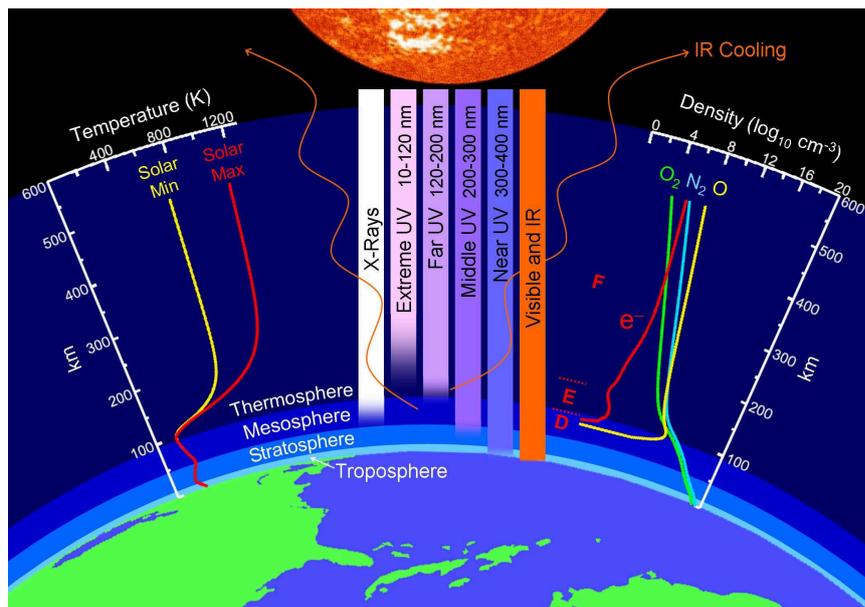
$$\alpha = \varepsilon \quad (5.10)$$

Embora nenhum corpo seja completamente difuso e cinza, nesse trabalho considera-se que todas as superfícies do satélite sejam difusas e cinzas.

5.1.1 Fluxo Solar

A órbita de CubeSats é geralmente LEO (*Low Earth Orbit*), sendo que essa, por definição se estende até 2.000 km (WOELLERT et al., 2010). Entre os fatores que levam a escolha dessa órbita encontra-se a necessidade de garantir que o limite máximo de tempo de vida do CubeSat seja de 25 anos (COMMITTEE, 2007). Por conta disso, tais satélites geralmente localizam-se na camada da atmosfera conhecida como termosfera. Nessa região, o aumento da altitude leva a uma temperatura praticamente constante, dependendo da atividade solar. A Figura 17 mostra o comportamento da temperatura nas camadas da atmosfera e indica que há pouca variação a partir de 200 km de altitude.

Figura 17 – Variação da temperatura com altitude.



Fonte: Phillips (2010).

Entre as fontes de calor incidente sobre o satélite, a radiação proveniente do sol geralmente

é a mais significativa. O seu valor pode ser considerado constante, com uma variação de 1% ao longo de meses. Porém, devido a excentricidade da órbita terrestre, essa variação se amplifica para 3,5% (JACQUES, 2009). Usualmente utiliza-se um valor em torno de 1360 W/m^2 , sendo que esse trabalho faz o mesmo.

Devido a distância em que se encontra o sol, os raios solares que chegam até a Terra podem ser considerados paralelos. Dessa forma, a taxa de calor oriundo do sol e que atinge o satélite pode ser modelado como:

$$Q_{sol} = \alpha Q_s A_{sat \rightarrow sol} \quad (5.11)$$

Na equação 5.11, α é a absorvidade da superfície do satélite, Q_s é o fluxo solar e $A_{sat \rightarrow sol}$ é a área exposta e projetada na direção do sol.

5.1.2 Albedo terrestre

Parte da radiação solar que chega até a superfície terrestre é refletida. A esse fenômeno dá-se o nome de albedo. O valor do albedo é expresso em porcentagem de radiação incidente, portanto pode ser modelado como:

$$Q_{alb} = \alpha a Q_s A_{sat \rightarrow Terra} F_{Terra \rightarrow sat} f \quad (5.12)$$

Nessa equação $A_{sat \rightarrow Terra}$ é a área do satélite exposta na direção da Terra, a é o valor do coeficiente de albedo em porcentagem, $F_{Terra \rightarrow sat}$ é o fator de forma do satélite em relação a Terra e f é um termo que modela o albedo de forma especular. Esse último termo depende da posição angular do satélite, sendo que sua intensidade é maior próximo a linha do equador e nas regiões que recebem o sol na direção de zênite. Essa hipótese é encontrada em Rickman (2009), Garzon (2012), Pérez-Grande et al. (2009). Nesse trabalho, modela-se o termo f como:

$$f = \cos(\omega t) \cos(\beta) \quad (5.13)$$

O primeiro cosseno do lado direito da equação carrega a informação da posição longitudinal, enquanto que o segundo cosseno traz consigo a informação da latitude. Dessa forma, o valor será máximo quando o satélite estiver passando pela posição 0.

O valor do coeficiente albedo (a) varia conforme as características superficiais da Terra. Por exemplo, regiões com neve sobre a superfície tem um valor de albedo superior ao de uma região com vegetação, deserto ou oceano. Um valor exato é difícil de estimar pois a presença de nuvens também influenciam na sua magnitude, mas encontra-se na literatura atual valores por volta de 30%, e que também é assumido nesse trabalho.

De fato, o albedo pode alterar significativamente o comportamento térmico de um satélite. Friedel e McKibbin (2011) investigaram as causas da elevação de temperatura do CubeSat CP3,

onde inicialmente as principais hipóteses convergiam para um mal funcionamento do satélite, mas que ao final da investigação verificou-se que o aumento da temperatura foi causado pelo conjunto órbita e albedo. O satélite em questão encontrava-se em uma inclinação de órbita de 97.9° e após a análise de dados das placas solares percebeu-se que nesta órbita não havia eclipse. A elevação na temperatura do satélite foi explicada pelo fluxo constante de radiação solar, enquanto que a oscilação das temperaturas pode ser entendida através da variação do valor do albedo, conforme a transição do satélite entre latitudes altas e latitudes baixas.

5.1.3 Radiação infra-vermelha

Outro fluxo de calor incidente sobre o satélite é a radiação da Terra no comprimento de onda infra-vermelha. Ela ocorre pois a Terra encontra-se a uma temperatura acima do zero absoluto, sendo sua temperatura média de aproximadamente $255K$. Esse valor não é constante ao longo de toda a superfície terrestre, mas gera um fluxo que aproxima-se de $237 \pm 21W/m^2$. Assume-se neste trabalho que seu valor será constante e de $237W/m^2$. Essa fonte de calor pode ser modelada como:

$$Q_{IR} = \alpha_{IR} Q_{Terra} A_{sat \rightarrow Terra} F_{Terra \rightarrow sat} \quad (5.14)$$

Dessa equação, o termo Q_{Terra} é o fluxo de radiação no comprimento de onda infra-vermelho e α_{IR} é a absorvidade no comprimento de onda infra-vermelho. Entretanto nesse trabalho assume-se que a superfície é cinza, ou seja, absorve em todos os comprimentos de onda. Dessa forma, o valor de α_{IR} é o mesmo que α .

5.1.4 Radiação para o espaço

O ambiente espacial encontra-se em uma temperatura média de $2,7 K$. Sendo uma temperatura mais baixa que a do satélite, esse irá perder calor para o espaço na forma de radiação, através da seguinte equação:

$$Q_{sat \rightarrow esp} = \varepsilon A \sigma (T_{sat}^4 - T_{esp}^4), \quad (5.15)$$

Dessa equação, T_{sat} é a temperatura do satélite e T_{esp} é a temperatura do espaço. Nesse trabalho assumiremos que o espaço encontra-se na temperatura de $0K$ e que todas as superfícies externas perdem calor para o espaço na forma da equação 5.15.

5.1.5 Geração interna de calor

Além das fontes de calor já citadas, o próprio satélite gera calor através de seus componentes eletrônicos que se aquecem durante o funcionamento, pois parte da energia elétrica

utilizada pelos componentes se converte em energia térmica. Nesse trabalho assume-se que a bateria irá gerar calor na quantidade de $Q_{ger} = 34.200 W/m^3$. Esse valor é utilizado baseado no consumo dos *boards* e considerando uma eficiência da bateria de 90%, sendo que o calor gerado é de $0,513 W$. Assume-se neste trabalho que os demais componentes eletrônicos do satélite não possuem geração interna de calor.

5.1.6 Calor líquido

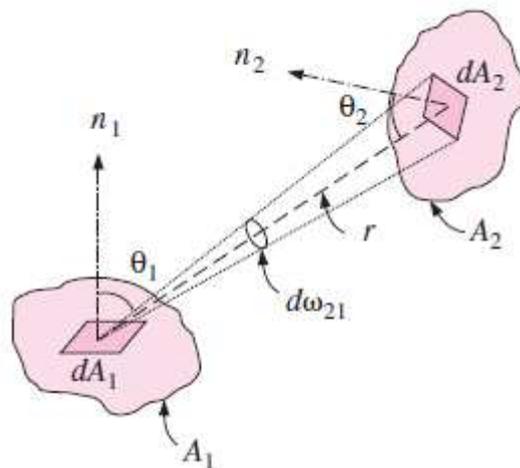
De posse de todas as fontes e sumidouros térmicos do satélite, um balanço líquido pode ser efetuado onde o calor líquido é o resultado da soma de todas as fontes de calor incidente, subtraídos do calor emitido pelo satélite, mais o calor gerado internamente pela bateria.

$$Q_{liq} = Q_{sol} + Q_{alb} + Q_{IR} + Q_{ger} - Q_{sat \rightarrow esp} \quad (5.16)$$

5.2 FATOR DE FORMA

O fator de forma F_{ij} é um parâmetro que modela a fração de radiação que deixa uma superfície i e intercepta outra superfície j , conforme Figura 18. Analogamente, o fator de forma F_{ji} representa a radiação que parte da superfície j e atinge a superfície i . Matematicamente são descritos como:

Figura 18 – Fator de forma.



Fonte: Çengel (2007, p. 606).

$$F_{ij} = \frac{1}{A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi r^2} dA_i dA_j \quad (5.17)$$

$$F_{ji} = \frac{1}{A_j} \int_{A_j} \int_{A_i} \frac{\cos \theta_j \cos \theta_i}{\pi r^2} dA_j dA_i \quad (5.18)$$

Nesse caso, r é a distância entre as superfícies, A_i é a área da superfície i , A_j é a área da superfície j , θ_i é o ângulo polar da superfície i e θ_j é o ângulo polar da superfície j .

O valor de $F_{ij} = 0$ indica que nenhuma radiação deixando a superfície i chega diretamente até a superfície j . Já o valor de $F_{ij} = 1$ indica que a superfície j é totalmente cercada pela superfície i , e portanto toda a radiação emitida por i chega até j .

Manipulando essas integrais pode-se chegar a seguinte relação:

$$A_i F_{ij} = A_j F_{ji} \quad (5.19)$$

O satélite tema desse trabalho possui uma face sempre orientada para a Terra, quatro faces perpendiculares e uma face que em nenhum momento volta-se para a Terra. Para o cálculo desses fatores de forma, utiliza-se a formulação encontrada em Rickman (2009). Nesse caso, o fator de forma para um plano voltado para a Terra e para um plano perpendicular são calculados através das equações 5.20 e 5.21, respectivamente.

$$F_{\parallel} = \left(\frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 \quad (5.20)$$

$$F_{\perp} = \frac{1}{2\pi} \left[\pi - 2 \sin^{-1} \sqrt{1 - \left(\frac{R_e}{R_e + h} \right)^2} - \sin \left(2 \sin^{-1} \sqrt{1 - \left(\frac{R_e}{R_e + h} \right)^2} \right) \right] \quad (5.21)$$

Para o desenvolvimento dessas equações assume-se que a altitude é muito menor que o raio da Terra e a órbita seja circular.

5.3 CONDUÇÃO

Dado um material que possua gradiente de temperatura, nele haverá transmissão de calor por condução sendo a Lei de Fourier a equação que descreve esse fenômeno, conforme equação 5.22.

$$\mathbf{Q}_{cond} = -kA\nabla T \quad (5.22)$$

Nessa equação k é o coeficiente de condutividade térmica, A é a área transversal do objeto, e ∇T é o gradiente do campo escalar de temperatura. Considera-se nesse trabalho que a condutividade seja independente da temperatura.

Desenvolvendo o termo gradiente da equação anterior chega-se a:

$$q_x = -kdydz \frac{\partial T}{\partial x} \quad (5.23)$$

$$q_y = -kdx dz \frac{\partial T}{\partial y} \quad (5.24)$$

$$q_z = -kdx dy \frac{\partial T}{\partial z} \quad (5.25)$$

A transmissão de calor por condução ocorrerá ao longo da estrutura do satélite e dos equipamentos que o compõem. Em satélites de tamanho reduzido, o gradiente de temperatura é elevado pois faces voltadas para o sol recebem grande quantidade de fluxo de calor, enquanto que faces opostas recebem nenhuma, ou pouca quantidade de calor.

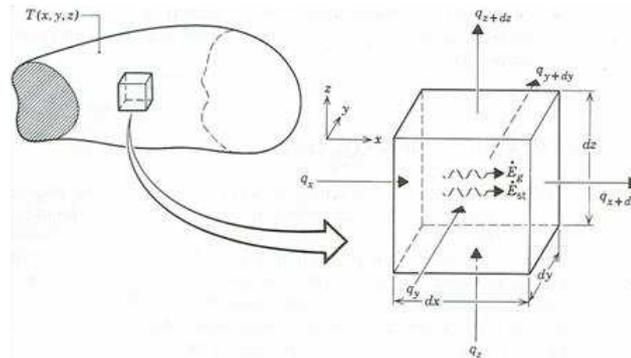
6 ANÁLISE NUMÉRICA

6.1 DIFUSÃO DO CALOR

Um dos objetivos deste trabalho consiste em resolver o campo de temperatura ao longo do satélite. Para tanto, a partir dos próximos passos procura-se acoplar o fenômeno de radiação e condução dentro da equação da conservação da energia.

Inicialmente considera-se um sistema de coordenadas cartesiano e um meio homogêneo onde não há advecção. Um volume de controle diferencial é escolhido, conforme Figura 19, onde aplica-se a equação da conservação da energia.

Figura 19 – Volume de controle.



Fonte: Frisbie (2015).

As taxas de transferência de calor em três das faces são expressas por q_x , q_y e q_z , enquanto que nas faces opostas são q_{x+dx} , q_{y+dy} e q_{z+dz} , respectivamente. Esses termos são obtidos através de uma expansão da série de Taylor das equações 5.23, 5.24 e 5.25, onde retém-se os termos de primeira ordem conforme segue abaixo:

$$q_{x+dx} = q_x + \frac{\partial q_x}{\partial x} dx \quad (6.1)$$

$$q_{y+dy} = q_y + \frac{\partial q_y}{\partial y} dy \quad (6.2)$$

$$q_{z+dz} = q_z + \frac{\partial q_z}{\partial z} dz \quad (6.3)$$

No interior desse volume de controle pode haver uma fonte de geração de energia, conforme equação 6.4. Esse termo representa, no caso de um satélite, a energia térmica dissipada por componentes eletrônicos, bateria e demais equipamentos embarcados.

$$E_{ger} = Q_{ger} = \dot{q}dx dy dz \quad (6.4)$$

O termo \dot{q} representa uma geração interna de energia por unidade de volume.

Também pode ocorrer variação na energia acumulada pelo sistema, sendo que para um sistema estacionário esse é descrito como:

$$E_{acu} = U = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} dx dy dz \quad (6.5)$$

Dessa equação, ρ é a densidade do material e c_p é o calor específico a pressão constante.

A equação 6.5 equivale a variação da energia interna da equação 5.1. Dessa forma, através da aplicação do balanço de energia no volume de controle chega-se a:

$$E_{ent} - E_{sai} + E_{ger} = E_{acu} \quad (6.6)$$

Substituindo as equações 5.23, 5.24, 5.25, 6.1, 6.2, 6.3, 6.4 e 6.5 na equação 6.6 e manipulando os termos:

$$q_x + q_y + q_z - q_{x+dx} - q_{y+dy} - q_{z+dz} + \dot{q}dx dy dz = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} dx dy dz \quad (6.7)$$

$$-\frac{\partial q_x}{\partial x} dx - \frac{\partial q_y}{\partial y} dy - \frac{\partial q_z}{\partial z} dz + \dot{q}dx dy dz = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} dx dy dz \quad (6.8)$$

Substituindo novamente as taxas de calor obtidas nas equações 5.23, 5.24 e 5.25 na equação 6.8:

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \dot{q} = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (6.9)$$

A equação 6.9 é a equação geral para a difusividade térmica, também conhecida como Equação do Calor ou Equação de Fourier-Biot. Observa-se que ela é válida para um caso tridimensional, com geração interna de energia e em regime transiente. Percebe-se que essa equação é de segunda ordem em relação as coordenadas espaciais e de primeira ordem em relação ao tempo. Por conta disso, para resolvê-la são necessárias duas condições de contorno nas fronteiras e uma condição inicial.

Essa equação também pode ser escrito como:

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial z} \right) + S = \rho c_p \frac{\partial \phi}{\partial t} \quad (6.10)$$

Por conta da substituição das variáveis, Γ é igual a k , ϕ é o mesmo que T e S é o termo que

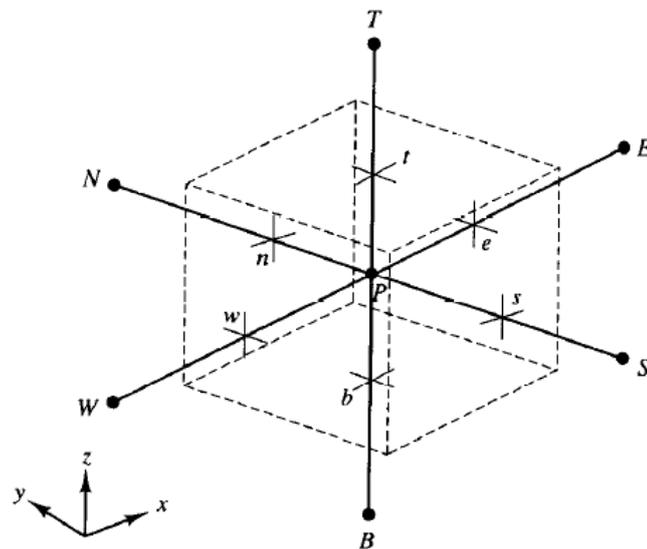
corresponde a uma fonte extra de calor, tanto na forma de geração de energia interna quanto em fluxo de calor, como por exemplo a radiação.

6.2 MÉTODO DOS VOLUMES FINITOS

Nesse trabalho o problema da transferência de calor é resolvido através do métodos dos volumes finitos. Nesse método, o domínio do problema é discretizado em um número finito de volumes diferenciais adjacentes entre si, onde equações de conservação como a da massa, quantidade de movimento e energia podem ser aplicadas e integradas. Dessa forma, a solução numérica adere aos princípios físicos envolvidos. Sabendo que não há escoamento no satélite, apenas a equação da energia será utilizada.

A Figura 20 apresenta um volume de controle utilizado para discretizar as equações de transferência de calor desse trabalho.

Figura 20 – Volume de controle utilizado no método dos volumes finitos.



Fonte: Versteeg e Malalasekera (1995, p. 101).

Nesse volume ortogonal tridimensional existem 6 faces e que são identificadas por norte (n), sul (s), leste (e), oeste (w), acima (t) e abaixo (b). Para esta pesquisa assume-se que a variável de interesse, temperatura, está localizada em um ponto P no centro do volume de controle. Os pontos vizinhos a P são identificados por N na direção norte, S na direção sul, E na direção leste, W na direção oeste, T na direção acima e B na direção abaixo. No método de resolução, cada ponto discretizado requer informação dos pontos vizinhos, gerando assim um sistema de equações algébricas.

6.2.1 Difusão unidimensional em regime permanente

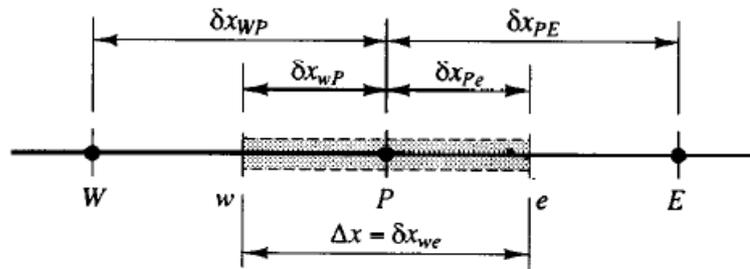
A fim de fornecer uma descrição mais detalhada da solução da transferência de calor através de volumes finitos, descreve-se primeiramente o método para um modelo unidimensional

e em regime permanente. Portanto, através da equação 6.10 tem-se que:

$$\frac{d}{dx} \left(\Gamma \frac{d\phi}{dx} \right) + S = 0 \quad (6.11)$$

O domínio, que é o satélite, é então discretizado em volumes, conforme Figura 21. Para cada volume são atribuídos pontos, e que estão localizados no centro do volume. Nessa análise as faces estão posicionadas na distância média entre dois pontos adjacentes. Uma vez discretizado o domínio, atribui-se índices aos pontos e faces. O ponto P possui como vizinhos os pontos W a oeste e E a leste. O volume de controle do ponto P tem uma face lateral esquerda denotada por w e uma face na lateral direita denotada por e . A distância entre o ponto W e P é denotada por δx_{WP} e a distância entre os pontos E e P é denotada por δx_{PE} . Da mesma forma, a distância entre a face w e o ponto P é δx_{wP} , e entre a face e e o ponto P é δx_{Pe} . Por fim, o comprimento do volume de controle é $\Delta x = \delta x_{we}$.

Figura 21 – Indexação dos volumes discretizados.



Fonte: Versteeg e Malalasekera (1995, p. 86).

De posse do volume diferencial, a equação 6.11 é integrada sobre o volume de controle, resultando em:

$$\int_{\Delta V} \frac{d}{dx} \left(\frac{d\phi}{dx} \right) dV + \int_{\Delta V} S dV = \left(\Gamma A \frac{d\phi}{dx} \right)_e - \left(\Gamma A \frac{d\phi}{dx} \right)_w + \bar{S} \Delta V = 0 \quad (6.12)$$

Nessa equação \bar{S} é o valor médio do termo fonte sobre o volume de controle.

Os termos que possuem derivadas são expandidos através do primeiro termo da Série de Taylor. Portanto:

$$\left(\Gamma A \frac{d\phi}{dx} \right)_e = \Gamma_e A_e \left(\frac{\phi_E - \phi_P}{\delta x_{PE}} \right) \quad (6.13)$$

$$\left(\Gamma A \frac{d\phi}{dx} \right)_w = \Gamma_w A_w \left(\frac{\phi_P - \phi_W}{\delta x_{WP}} \right) \quad (6.14)$$

No Anexo A encontra-se mais detalhes sobre o desenvolvimento dessas equações.

Em certos casos, o termo fonte $\bar{S} \Delta V$ pode depender da própria temperatura no ponto P ,

portanto, assume-se uma função linear para ele da seguinte forma:

$$\bar{S}\Delta V = S_u + S_P\phi_P \quad (6.15)$$

Dessa forma, S_u corresponde a uma fonte constante enquanto que S_P modela parte da termo fonte dependente da temperatura.

Substituindo as equações 6.13, 6.14 e 6.15 na equação 6.12 obtém-se:

$$\Gamma_e A_e \left(\frac{\phi_E - \phi_P}{\delta x_{PE}} \right) - \Gamma_w A_w \left(\frac{\phi_P - \phi_W}{\delta x_{WP}} \right) + (S_u + S_P\phi_P) = 0 \quad (6.16)$$

Agrupando os termos que tenham os mesmos parâmetros ϕ :

$$\left(\frac{\Gamma_e}{\delta x_{PE}} A_e + \frac{\Gamma_w}{\delta x_{WP}} A_w - S_P \right) \phi_P = \left(\frac{\Gamma_w}{\delta x_{WP}} A_w \right) \phi_W + \left(\frac{\Gamma_e}{\delta x_{PE}} A_e \right) \phi_E + S_u \quad (6.17)$$

A equação 6.17 também pode ser escrita como:

$$a_P\phi_P = a_W\phi_W + a_E\phi_E + S_u \quad (6.18)$$

Onde:

$$a_W = \frac{\Gamma_w}{\delta x_{WP}} A_w \quad a_E = \frac{\Gamma_e}{\delta x_{PE}} A_e \quad a_P = a_W + a_E - S_P \quad (6.19)$$

6.2.2 Difusão tridimensional em regime permanente

Ampliando agora as análises para o caso de difusão tridimensional, em regime permanente tem-se que a equação 6.10 pode ser escrita como:

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial z} \right) + S = 0 \quad (6.20)$$

Nesse caso existem 6 faces, denominadas norte (n), sul (s), leste (e), oeste (w), acima (t) e abaixo (b). Além disso, existem 6 pontos vizinhos ao ponto P , sendo eles N , S , E , W , T e B associados as direções norte, sul, leste, oeste, acima e abaixo, respectivamente, conforme Figura 20.

Integrando a equação 6.20 sobre o volume:

$$\begin{aligned}
& \int_{\Delta V} \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial \phi}{\partial x} \right) dV + \int_{\Delta V} \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial \phi}{\partial y} \right) dV + \int_{\Delta V} \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial \phi}{\partial z} \right) dV + \int_{\Delta V} S dV \\
&= \left[\left(\Gamma A \frac{\partial \phi}{\partial x} \right)_e - \left(\Gamma A \frac{\partial \phi}{\partial x} \right)_w \right] + \left[\left(\Gamma A \frac{\partial \phi}{\partial y} \right)_n - \left(\Gamma A \frac{\partial \phi}{\partial y} \right)_s \right] \\
&+ \left[\left(\Gamma A \frac{\partial \phi}{\partial z} \right)_t - \left(\Gamma A \frac{\partial \phi}{\partial z} \right)_b \right] + \bar{S} \Delta V = 0
\end{aligned} \tag{6.21}$$

Aproximando as derivadas da equação 6.21 pelo primeiro termo da Série de Taylor e substituindo o termo fonte por uma função linear:

$$\begin{aligned}
& \Gamma_e \frac{(\phi_E - \phi_P)}{\delta x_{PE}} A_e - \Gamma_w \frac{(\phi_P - \phi_W)}{\delta x_{WP}} A_w \\
&+ \Gamma_n \frac{(\phi_N - \phi_P)}{\delta y_{PN}} A_n - \Gamma_s \frac{(\phi_P - \phi_S)}{\delta y_{SP}} A_s \\
&+ \Gamma_t \frac{(\phi_T - \phi_P)}{\delta z_{PT}} A_t - \Gamma_b \frac{(\phi_P - \phi_B)}{\delta z_{BP}} A_b + S_u + S_P \phi_P = 0
\end{aligned} \tag{6.22}$$

Da mesma forma demonstrada para o caso unidimensional, agrupa-se os termos que tenham o mesmo parâmetro ϕ , resultando na seguinte expressão:

$$a_P \phi_P = a_W \phi_W + a_E \phi_E + a_S \phi_S + a_N \phi_N + a_B \phi_B + a_T \phi_T + S_u \tag{6.23}$$

Onde:

$$\begin{aligned}
a_W &= \frac{\Gamma_w A_w}{\delta x_{WP}} & a_E &= \frac{\Gamma_e A_e}{\delta x_{PE}} \\
a_S &= \frac{\Gamma_s A_s}{\delta y_{SP}} & a_N &= \frac{\Gamma_n A_n}{\delta y_{PN}} \\
a_B &= \frac{\Gamma_b A_b}{\delta z_{BP}} & a_T &= \frac{\Gamma_t A_t}{\delta z_{PT}} \\
a_P &= a_W + a_E + a_S + a_N + a_B + a_T - S_P
\end{aligned}$$

6.2.3 Difusão unidimensional em regime transiente

Ampliando as análises para regime transiente, inicialmente utiliza-se a equação 6.9 para o caso unidimensional:

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + S \tag{6.24}$$

Utilizando o volume de controle da Figura 21, integra-se a equação da difusão em relação ao tempo e no volume de controle, resultando em:

$$\int_t^{t+\Delta t} \int_{\Delta V} \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} dV dt = \int_t^{t+\Delta t} \int_{\Delta V} \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) dV dt + \int_t^{t+\Delta t} \int_{\Delta V} S dV dt \quad (6.25)$$

$$\int_w^e \left[\int_t^{t+\Delta t} \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} dt \right] dV = \int_t^{t+\Delta t} \left[\left(kA \frac{\partial T}{\partial x} \right)_e - \left(kA \frac{\partial T}{\partial x} \right)_w \right] dt + \int_t^{t+\Delta t} \bar{S} \Delta V dt \quad (6.26)$$

O primeiro termo da equação anterior pode ser desenvolvido da seguinte forma:

$$\int_w^e \left[\int_t^{t+\Delta t} \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} dt \right] dV = \rho c_p (T_P - T_P^\circ) \Delta V \quad (6.27)$$

O índice superescrito $^\circ$ refere-se a temperatura no tempo t , e o termo sem nenhum índice superescrito está relacionado a temperatura no tempo $t + \Delta t$.

Utilizando esse resultado na equação 6.26 e expandindo as derivadas no espaço através da Série de Taylor chega-se a:

$$\rho c_p (T_P - T_P^\circ) \Delta V = \int_t^{t+\Delta t} \left[k_e A_e \left(\frac{T_E - T_P}{\delta x_{PE}} \right) - k_w A_w \left(\frac{T_P - T_W}{\delta x_{WP}} \right) \right] dt + \int_t^{t+\Delta t} \bar{S} \Delta V dt \quad (6.28)$$

As temperaturas do lado direito da equação anterior devem ser apreciadas em relação ao tempo, podendo serem avaliadas no tempo t , $t + \Delta T$, ou numa combinação intermediária dos dois. A fim de modelar essas possibilidades, cria-se a variável ζ que possui valor entre 0 e 1, inclusive. Aplicando esse termo para um ponto de temperatura genérico T_i :

$$\int_t^{t+\Delta t} T_i dt = [\zeta T_i + (1 - \zeta) T_i^\circ] \Delta t \quad (6.29)$$

Portanto:

$$\rho c_p (T_P - T_P^\circ) \Delta V = \zeta \left[k_e A_e \left(\frac{T_E - T_P}{\delta x_{PE}} \right) - k_w A_w \left(\frac{T_P - T_W}{\delta x_{WP}} \right) \right] \Delta t \quad (6.30)$$

$$+ (1 - \zeta) \left[k_e A_e \left(\frac{T_E^\circ - T_P^\circ}{\delta x_{PE}} \right) - k_w A_w \left(\frac{T_P^\circ - T_W^\circ}{\delta x_{WP}} \right) \right] \Delta t + \bar{S} \Delta V \Delta t \quad (6.31)$$

Assumindo que $A_e = A_w = A$ e dividindo toda a equação anterior por A e por Δt :

$$\rho c_p \left(\frac{T_P - T_P^o}{\Delta t} \right) \Delta x = \zeta \left[k_e \left(\frac{T_E - T_P}{\delta x_{PE}} \right) - k_w \left(\frac{T_P - T_W}{\delta x_{WP}} \right) \right] \quad (6.32)$$

$$+ (1 - \zeta) \left[k_e \left(\frac{T_E^o - T_P^o}{\delta x_{PE}} \right) - k_w \left(\frac{T_P^o - T_W^o}{\delta x_{WP}} \right) \right] + \bar{S} \Delta x \quad (6.33)$$

Esses termos podem ser agrupados da seguinte forma:

$$\left[\rho c_p \frac{\Delta x}{\Delta t} + \zeta \left(\frac{k_e}{\delta x_{PE}} + \frac{k_w}{\delta x_{WP}} \right) \right] T_P = \quad (6.34)$$

$$\frac{k_e}{\delta x_{PE}} [\zeta T_E + (1 - \zeta) T_E^o] + \frac{k_w}{\delta x_{WP}} [\zeta T_W + (1 - \zeta) T_W^o] \quad (6.35)$$

$$+ \left[\rho c_p \frac{\Delta x}{\Delta t} - (1 - \zeta) \frac{k_e}{\delta x_{PE}} - (1 - \zeta) \frac{k_w}{\delta x_{WP}} \right] T_P^o + S_u + S_P \phi_P \quad (6.36)$$

Juntando na forma de coeficientes:

$$a_P T_P = a_W [\zeta T_W + (1 - \zeta) T_W^o] + a_E [\zeta T_E + (1 - \zeta) T_E^o] + [a_P^o - (1 - \zeta) a_W - (1 - \zeta) a_E] T_P^o + S_u \quad (6.37)$$

Onde:

$$a_W = \frac{k_w}{\delta x_{WP}} \quad a_E = \frac{k_e}{\delta x_{PE}} \quad (6.38)$$

$$a_P^o = \rho c_p \frac{\Delta x}{\Delta t} \quad a_P = \zeta (a_W + a_E) + a_P^o - S_P \quad (6.39)$$

Quando ζ é 0, o esquema de resolução é dito explícito. Para $\zeta = 1$ o esquema é totalmente implícito. Valores de $0 < \zeta < 1$ é para um esquema implícito e $\zeta = 1/2$ é para o esquema Crank-Nicolson. Nesse trabalho utiliza-se o esquema totalmente implícito, portanto as temperaturas dos pontos vizinho ao ponto P são avaliadas em $t + \Delta t$, conforme equação abaixo. Embora não seja o foco desse trabalho, o método totalmente implícito é incondicionalmente estável.

$$a_P T_P = a_W T_W + a_E T_E + a_P^o T_P^o + S_u \quad (6.40)$$

6.2.4 Difusão tridimensional em regime transiente

Extende-se agora a discussão anterior para um caso tridimensional em regime transiente. Nesse caso, ao invés de 2 pontos vizinhos a P , esse possui 6 pontos vizinhos denominados W , E , N , S , T e B , conforme Figura 20. Portanto, executando o mesmo processo da seção anterior, mas utilizando a equação 6.10 e considerando o caso totalmente implícito, chega-se aos seguintes coeficientes:

$$a_P T_P = a_W T_W + a_E T_E + a_S T_S + a_N T_N + a_B T_B + a_T T_T + a_P^o T_P^o + S_u \quad (6.41)$$

Onde:

$$a_P = a_W + a_E + a_S + a_N + a_B + a_T + a_P^o - S_P \quad (6.42)$$

Nesse caso:

$$\begin{aligned} a_W &= \frac{k_w A_w}{\delta x_{WP}} & a_E &= \frac{k_e A_e}{\delta x_{PE}} \\ a_S &= \frac{k_s A_s}{\delta x_{SP}} & a_N &= \frac{k_n A_n}{\delta x_{PN}} \\ a_B &= \frac{k_b A_b}{\delta x_{BP}} & a_T &= \frac{k_t A_t}{\delta x_{PT}} \\ a_P^o &= \rho c_P \frac{\Delta V}{\Delta t} \end{aligned}$$

6.3 TRIDIAGONAL MATRIX ALGORITHM (TDMA)

Para o cálculo do campo de temperaturas exige-se um método de solução para o sistema de equações lineares discretizadas anteriormente. Entretanto, a discretização do domínio gera uma matriz grande, composta de vários termos nulos. Os métodos disponíveis para solução podem ser divididos em métodos diretos e métodos iterativos, onde a principal diferença entre eles é que o primeiro resolve a matriz toda, inclusive nos termos que contém zero, enquanto que o outro não. Isso gera uma quantidade significativa de iterações que não agregam valor ao resultado final. De fato, os únicos termos não nulos da matriz são os coeficientes vizinhos ao ponto calculado, o que gera uma matriz de termos não nulos na diagonal principal e na sua vizinhança. O método TDMA é do tipo iterativo e que se beneficia dessa característica da matriz para convergir mais rapidamente (MURTHY, 2002).

6.4 CONDIÇÕES DE CONTORNO E CONDIÇÕES INICIAIS

A fim de realizar o cálculo do campo de temperatura do satélite é necessário inicializar todo o domínio com uma temperatura inicial, e que posteriormente, através de iterações, convergirá para a solução numérica baseado nas condições de contorno do problema. De fato, a iteração é feita nos volumes internos do domínio, enquanto que na fronteira as condições de contorno são aplicadas. Fisicamente, nesse trabalho as condições de contorno são os fluxos de calor em cada face externa do satélite. Essas condições variam com a superfície e sua orientação em órbita.

Visto que o problema de condução envolve derivadas de segunda ordem, são necessárias 2 condições de contorno para cada direção. Sendo o satélite um corpo tridimensional, um total de 6 condições de contorno são necessárias. Verificou-se também que a solução do sistema envolve uma derivada de primeira ordem no tempo. Isso exige uma condição inicial, que é o campo inicial de temperaturas discutido no início dessa sessão.

6.4.1 Desenvolvimento das condições de contorno

As condições de contorno de fluxo de radiação são aplicadas nas superfícies externas do satélite, sendo que essas diferem para cada face e variam no tempo. Para tanto, os fluxos de calor já discutidos anteriormente são modelados levando em consideração a orientação de cada superfície e o deslocamento do satélite ao longo do tempo. Na Tabela 7 encontram-se os fluxos de radiação incidente presentes em cada face, para cada fase da órbita do satélite.

Tabela 7 – Fluxo de radiação incidente sobre cada superfície.

Face	Fonte de calor	Posição
B	Q_{alb}	0-1 e 4-5
	Q_{IR}	0-5
	Q_{sol}	4-2 e 3-4
1	Q_{alb}	0-1 e 4-5
	Q_{IR}	0-5
	Q_{sol}	3-5
2	Q_{alb}	0-1 e 4-5
	Q_{IR}	0-5
3	Q_{alb}	0-1 e 4-5
	Q_{IR}	0-5
	Q_{sol}	0-2
4	Q_{alb}	0-1 e 4-5
	Q_{IR}	0-5
	Q_{sol}	0-2 e 3-5
F	Q_{sol}	0-1 e 4-5

Fonte: Elaborado pelo autor.

Visto que o ângulo β é positivo, a face 2 não recebe nenhum fluxo solar. Percebe-se que a radiação infra-vermelha está presente durante toda a órbita, enquanto que o albedo existe

apenas durante metade do período, mais precisamente nos instantes de tempo em que o satélite encontra-se na parte iluminada da Terra. O fluxo solar possui um comportamento distinto das outras duas fontes, sendo esse presente nos momentos em que a face estiver voltada para o sol, não necessariamente nos instante em que estiver sobre a parte iluminada da Terra.

Outro parâmetro das condições de contorno a ser modelado são as projeções das áreas nas direções dos fluxos de radiação. Essas projeções dependem do fator de forma para o caso de radiação infra-vermelha e albedo, e do ângulo que a normal da superfície faz com os raios solares para o caso de fluxo solar, conforme Tabela 8.

Tabela 8 – Área das superfícies externas projetadas.

Face	Fonte de calor	Fator de área projetada ($\frac{A_{proj_i}}{A}$)
B	Q_{alb} Q_{IR} Q_{sol}	F_{\parallel} F_{\perp} $-\cos(\omega t) \cos(\beta)$
1	Q_{alb} Q_{IR} Q_{sol}	F_{\perp} F_{\perp} $\cos(0.5\pi + \omega t) \cos(\beta)$
2	Q_{alb} Q_{IR}	F_{\perp} F_{\perp}
3	Q_{alb} Q_{IR} Q_{sol}	F_{\perp} F_{\perp} $\cos(-0.5\pi + \omega t) \cos(\beta)$
4	Q_{alb} Q_{IR} Q_{sol}	F_{\perp} F_{\perp} $\sin(\beta)$
F	Q_{sol}	$\cos(\omega t) \cos(\beta)$

Fonte: Elaborado pelo autor.

A segunda condição de contorno necessária para resolver o problema deve ser implementada nas superfícies internas do satélite. Neste trabalho assume-se que todas as superfícies internas e, que não estão em contato com outras partes do satélite, são adiabáticas.

7 RESULTADOS E DISCUSSÕES

De posse de todas as condições de contorno, essas foram implementadas no *software* Ansys CFX, onde simulou-se o comportamento térmico do satélite. Sendo o modelo aqui implementado transiente, assumiu-se que a solução é alcançada pelo *software* quando os resultados passam a ser periódicos. Portanto, se a diferença entre campos de temperatura na posição final e inicial estiverem dentro de um erro estabelecido, diz-se que a solução converge. Caso esse critério não seja satisfeito, o campo de temperaturas da última posição passa a ser o campo inicial da primeira posição da nova órbita. Para esse trabalho, um erro menor de 1% foi o critério de convergência.

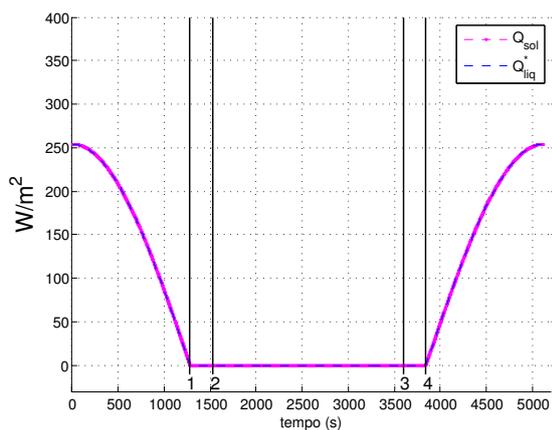
O comportamento térmico do satélite é calculado para cada 5 segundos, enquanto que os resultados estão plotados para cada 50 segundos. As figuras mostram dados de temperatura e fluxo de calor para uma órbita completa do satélite, em ciclo.

Os fluxos de radiação foram plotados na Figura 22, onde é possível verificar a relevância de cada fonte para cada superfície do satélite, assim como o fluxo total incidente (Q_{liq}^*) sobre a superfície. Nessas figuras, as fases 1, 2, 3 e 4 estão destacadas através da linha escura.

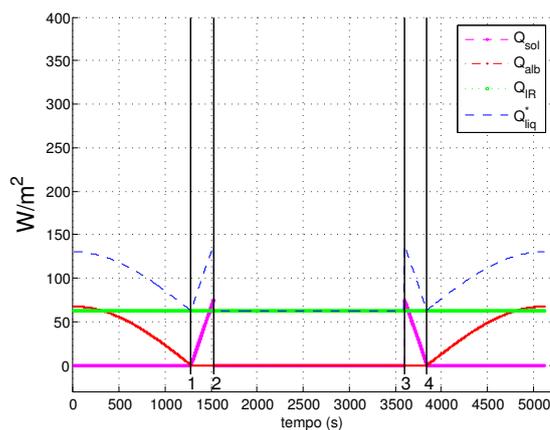
Nota-se que o fluxo solar é a radiação predominante na maioria das faces, exceto na face B e 2. De fato, a face 2 não experimenta em nenhum momento o fluxo solar enquanto que a face B recebe apenas por alguns instantes, entre as posições 1 e 2, e entre 3 e 4. A face 4 é a superfície que possui o maior pico de fluxo líquido e a face F é a única que possui instantes em que o fluxo líquido incidente é nulo. Em todas as faces, entre as posições 2 e 3 há somente a presença da radiação infra-vermelha, comportamento explicado devido a posição do satélite sob a sombra terrestre. Verifica-se que a radiação infra-vermelha é constante ao longo de toda órbita, enquanto que o albedo existe somente na parte iluminada da Terra e varia com a posição devido a natureza especular dessa fonte, e que o fluxo solar acontece em todas as fases fora da sombra e varia com a projeções das áreas expostas. A face 4 é a que apresenta o maior pico de fluxo solar, consequência do ângulo de inclinação da órbita. Já a face B possui o maior pico de fluxo de albedo e radiação infra-vermelha, ambos causados pelo fator de forma ser maior em relação aos das outras faces.

Ao comparar os gráficos da Figura 22 com aqueles encontrados por Garzon (2012) na Figura 23, percebe-se uma forte coerência entre os resultados. A face F do satélite desse trabalho é proporcional a face $+Z$ da Figura 23, enquanto que a face B corresponde a face $-Z$, a face 1 equivale $-Y$, 2 é análogo $-X$, 3 é similar com $+Y$ e 4 é compatível com $+X$. Entretanto, observa-se que há discrepâncias no comportamento das faces B, 2 e 4, e que em parte são explicados pelos parâmetros orbitais. Os gráficos da Figura 23 equivalem para uma inclinação de órbita de 0° . Dessa forma, as superfícies $+X$ e $-X$ daquela figura recebem a mesma quantidade de calor, enquanto que nesse trabalho as faces 2 e 4 têm comportamento distinto visto que o ângulo de inclinação de órbita é de $51,5^\circ$. Já a face B não apresenta o mesmo comportamento apresentado por Garzon (2012) pois naquele trabalho as parcelas de fluxos solares incidentes sobre a superfície $-Z$ foram desprezadas.

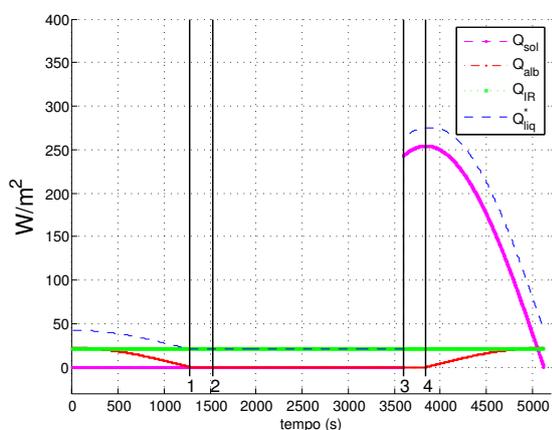
Figura 22 – Fluxos de calor incidente sobre as superfícies.



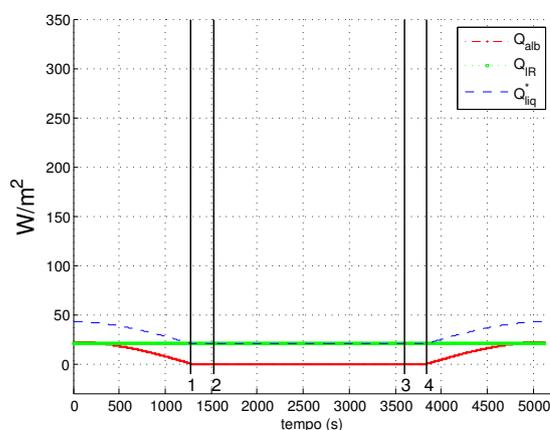
(a) Face F.



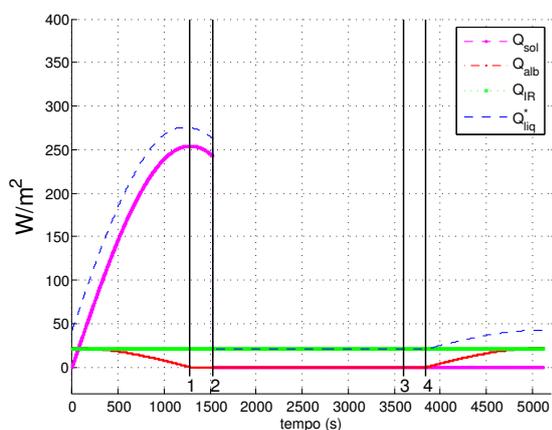
(b) Face B.



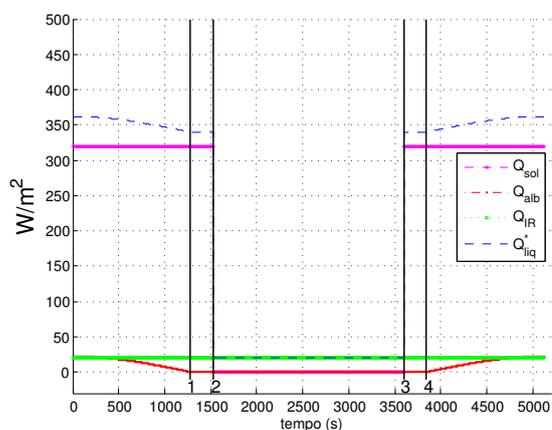
(c) Face 1.



(d) Face 2.



(e) Face 3.

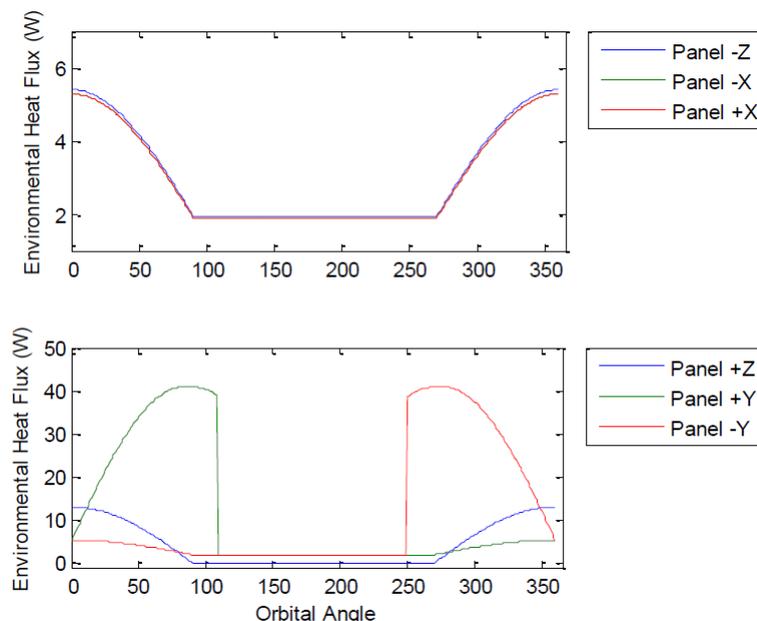


(f) Face 4.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Comportamentos similares são encontrados em Gonzalo, Domínguez e López (2014), Pérez-Grande et al. (2009), Corpino et al. (2015), Torres, Mishkinis e Kaya (2014b). Embora a magnitude dos gráficos não sejam as mesmas, percebe-se que as hipóteses assumidas nesse trabalho resultam em condições de contorno coerentes com outros trabalhos já publicados. A diferença nos valores de amplitude é explicada por meio das peculiaridades da órbita adotada, que modificam os resultados conforme discutido ao longo das seções do trabalho.

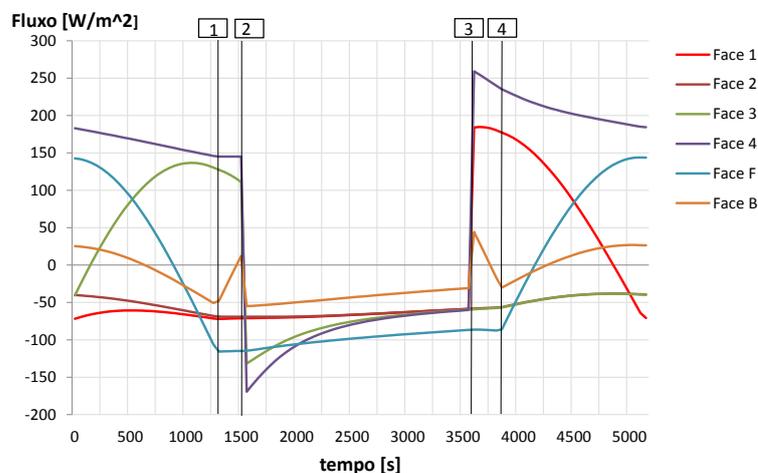
Figura 23 – Radiação sobre superfícies.



Fonte: Garzon (2012, p. 43).

A Figura 24 reúne informação acerca dos fluxos líquidos sobre cada placa solar do satélite.

Figura 24 – Fluxo líquido nas faces externas das placas solares.



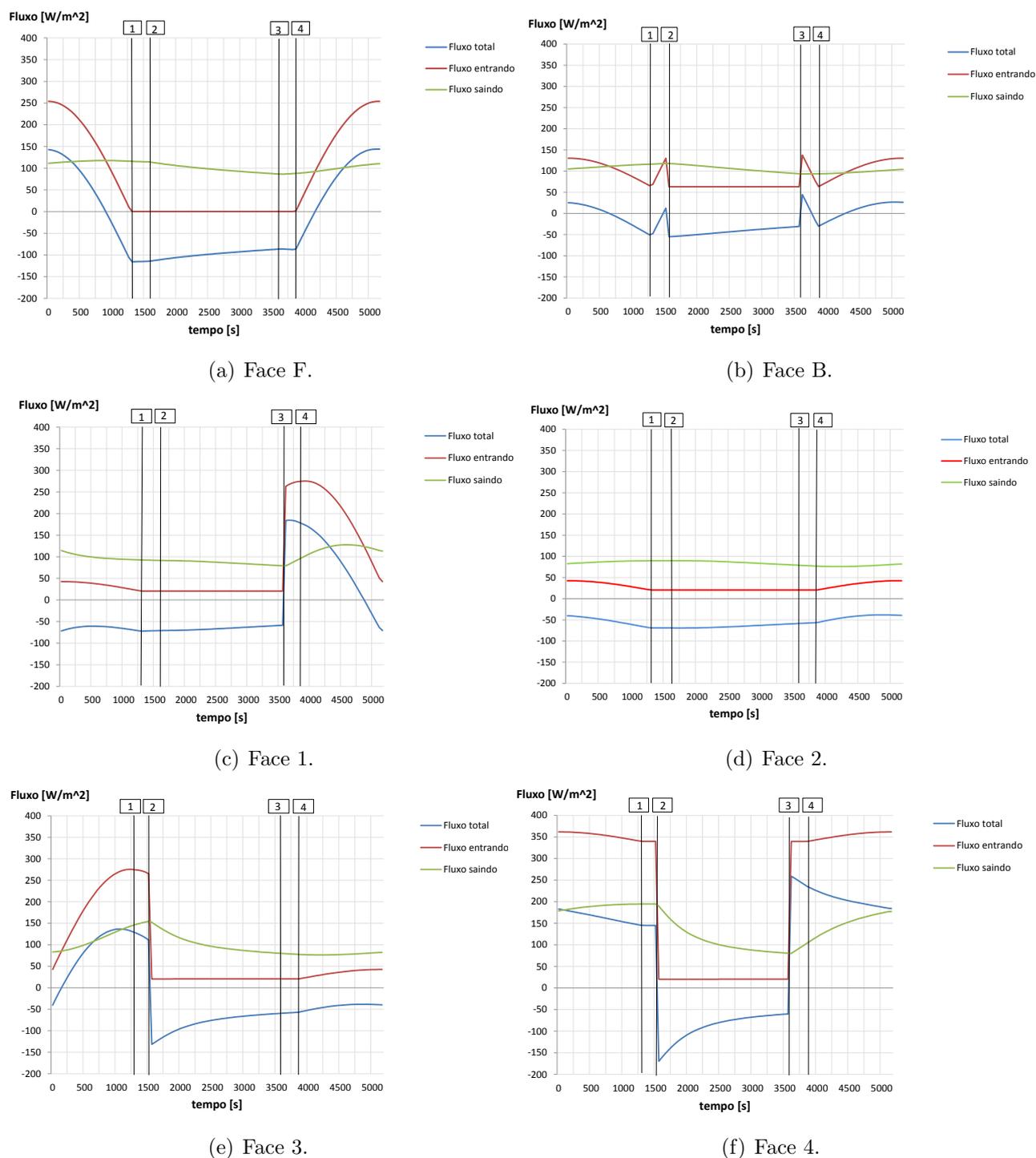
Fonte: Elaborado pelo autor.

Nessa figura estão identificadas as fases 1, 2, 3 e 4 ao que satélite está exposto. Ao explorar a Figura 24 constata-se que entre as posições 0 e 2, e entre 3 e 5 o fluxo líquido é maior para a face 4, sendo essa a única que possui valor positivo para mais da metade da órbita. Outro ponto notado é que comparando o fluxo líquido de radiação incidente (Q_{liq}^*) entre as faces 1 e 3 na Figura 22 percebe-se que eles possuem amplitudes iguais, e são simétricos. Entretanto, o fluxo líquido total (Q_{liq}) da Figura 24 não apresenta o mesmo padrão simétrico pois, a amplitude positiva da face 1 é maior do que a face 3 e o módulo da amplitude negativa da face 3 é maior que o da face 1. Ainda na Figura 24, verifica-se que a face B apresenta menor variação de fluxo

ao longo da órbita, além de possuir o fluxo mais negativo durante o tempo em que se encontra sob a sombra terrestre. Observa-se também que a face 2 possui fluxo líquido negativo durante toda a órbita, atuando como uma espécie de sumidouro de calor.

Estendendo a análise sobre os fluxos de calor do satélite, foram plotados na Figura 25 o fluxo líquido incidente, o fluxo emitido e o fluxo líquido total, ao longo do tempo para cada placa solar.

Figura 25 – Fluxos de calor.



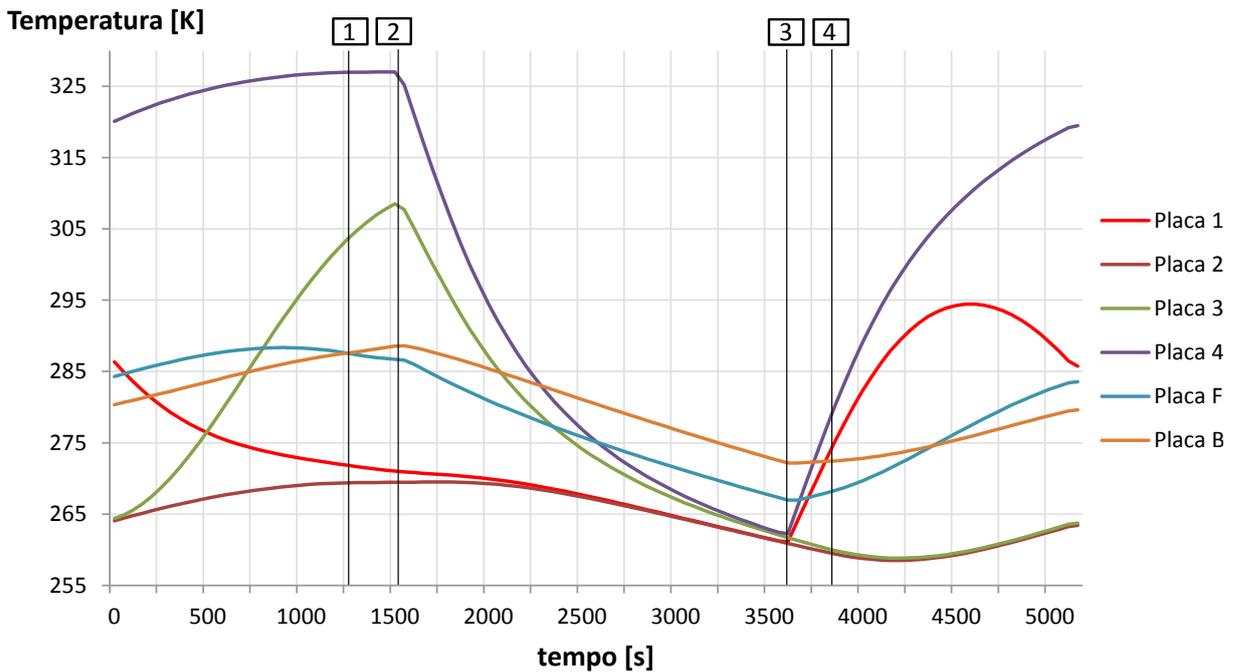
Fonte: Elaborado pelo autor.

No modelo implementado neste trabalho, o fluxo líquido incidente varia apenas com a

posição em órbita, enquanto que o fluxo emitido varia com T^4 , conforme equação 5.15. Nota-se através dessas figuras que os picos de fluxo de emissão, ambos positivos e negativos, não ocorrem necessariamente nas fases 0, 1, 2, 3 ou 4, embora uma mudança no comportamento desses fluxos ali ocorrem.

A figura 26 apresenta os resultados para as temperaturas no centro de cada placa solar, onde conclue-se que as temperaturas máximas e mínimas sejam por volta 327 K e 258 K, respectivamente na placa 4 e ambas 2 e 3.

Figura 26 – Temperatura das superfícies externas das placas solares.



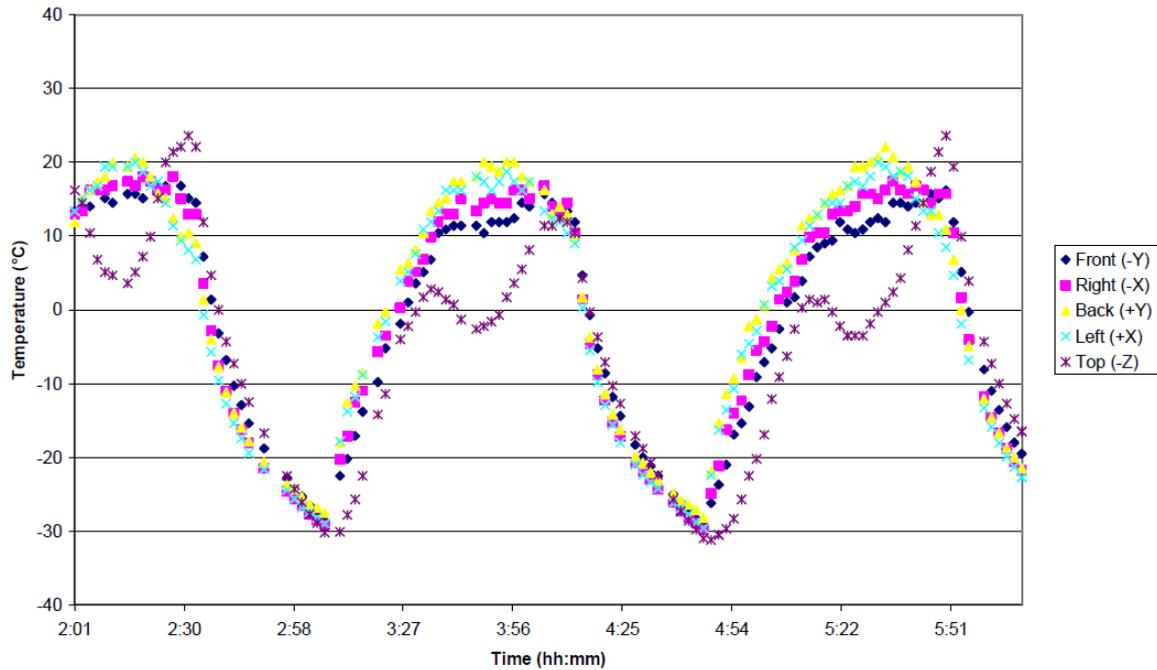
Fonte: Elaborado pelo autor.

Interessante notar que a placa 1 atinge o seu pico de temperatura em uma região intermediária entre a fase 4 e 5. As placas 3 e 4 possuem temperatura mínima também nessa região, que é fora do eclipse da Terra. Ao comparar os dados de fluxo líquido da Figura 25 com os dados de temperatura encontrados na Figura 26, percebe-se que os picos de fluxo líquido não estão associados com os picos de temperatura das placas solares. De fato, a condução de calor no satélite desloca os instantes de tempo em que esses limites são atingidos. Outro ponto verificado é que, ao analisar os fluxos líquidos de calor da Figura 24 observa-se que os valores são próximos em certas regiões da órbita para a placa F e 1, ou F e 3, contudo, a temperatura dessas placas não acompanham esse comportamento. É notório que a variação da temperatura da placa F é menor do que a placa 1 e 3, fato consequente da disposição das placas solares. As placas 1, 2, 3 e 4 têm as faces laterais em contato com a estrutura de alumínio, e que é uma área de contato pequena se comparado com a placa F, que se encontra em contato a tampa, também de alumínio, através da sua superfície interna. Ainda na Figura 26, o maior gradiente de temperaturas ocorre entre as placas 2 e 4, próximo a fase 2. Na região do fim do eclipse, fase

3, a temperatura entre as placas 1, 2, 3 e 4 convergem para um mesmo valor, em torno 263 K .

Ao comparar os resultados obtidos neste trabalho com medições de temperatura de satélites em órbita, percebe-se que o comportamento das temperaturas externas seguem um padrão de evolução temporal próximo ao real, conforme Figura 27. Essa figura apresenta dados reais da temperatura do CubeSat CP3.

Figura 27 – Temperatura externa do CubeSat CP3 em órbita.



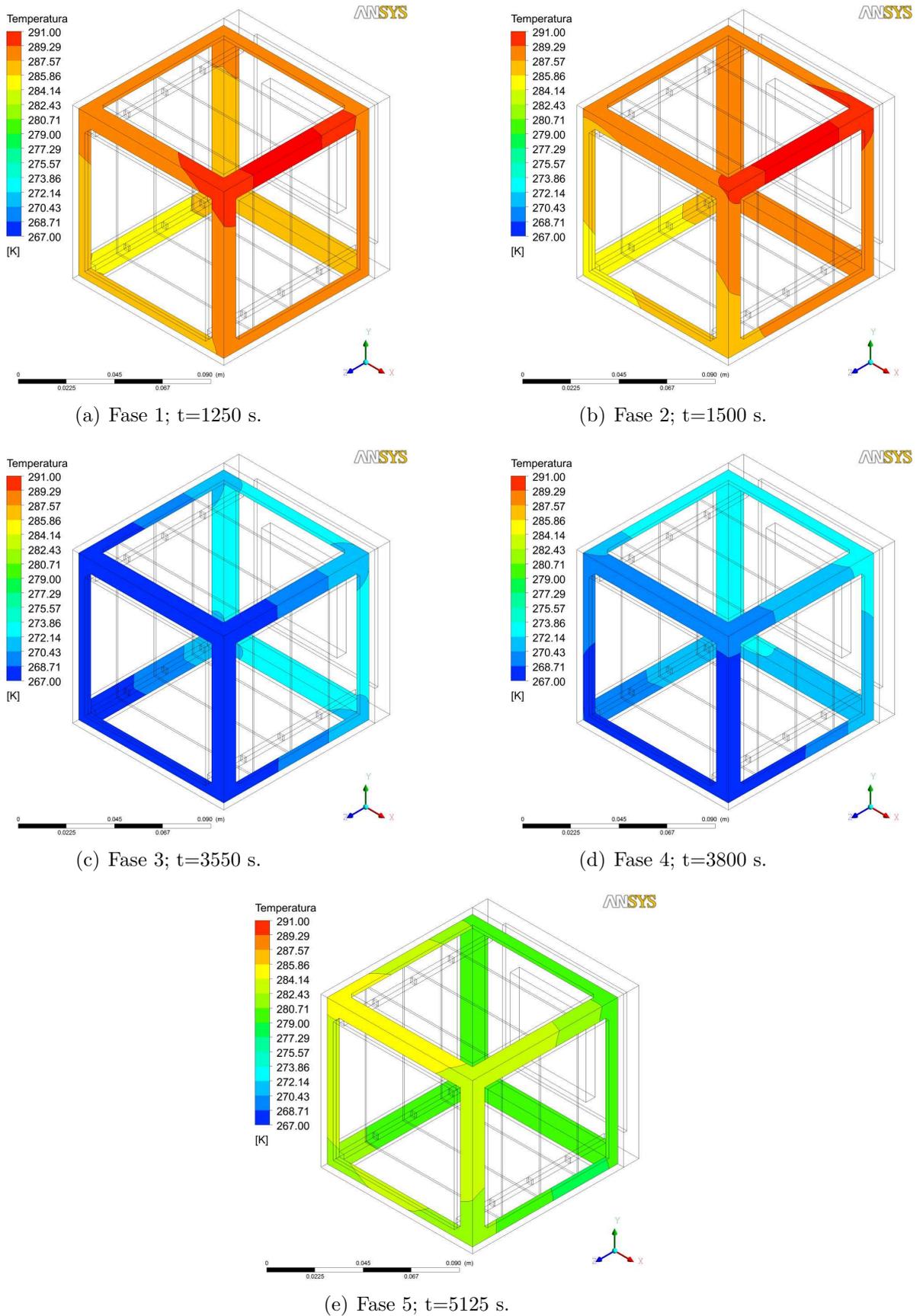
Fonte: Nugent et al. (2008, p. 9).

Esse comportamento é encontrado nas medições obtidas por Fish et al. (2014), Tanaka, Kawamura e Tanaka (2015), e em simulações feitas por Narayana e Reddy (2007), Kim e Han (2010), Pérez-Grande et al. (2009), Garzon (2012), Sam e Deng (2011), Lee et al. (2011), Hu, Chang e Tsai (2003), Corpino et al. (2015), Lin et al. (2004), Jacques (2009).

A Figura 28 apresenta uma análise qualitativa da distribuição das temperaturas na estrutura do satélite. Visto que os resultados foram salvos a cada 50 segundos da órbita, não é possível de plotar as temperaturas exatamente no último instante de cada uma das fases discutidas no desenvolvimento deste trabalho. Por conta disso, os resultados da simulação no último instante de tempo salvo para cada fase foram selecionados e seguem na Figura 28.

Para essas posições, equivalentes as mesmas encontradas na Figura 11, verifica-se que os gradientes de temperatura encontrados na estrutura do satélite para cada fase são em torno de 5 K . Visto que a estrutura é de alumínio, o alto valor de condutividade térmica favorece a pequena diferença de temperaturas. As fases 3 e 4 geram o campo de temperatura mais baixo e têm uma distribuição espacial de temperatura similar pois em ambos os casos, a porção da estrutura mais próxima da face B (-Z) encontra-se à temperatura mais elevada do que o restante. Sendo essas as regiões de eclipse, apenas a radiação infra-vermelha está incidindo sobre o satélite e, conforme visto anteriormente, é mais intensa na face B e gerando o comportamento observado.

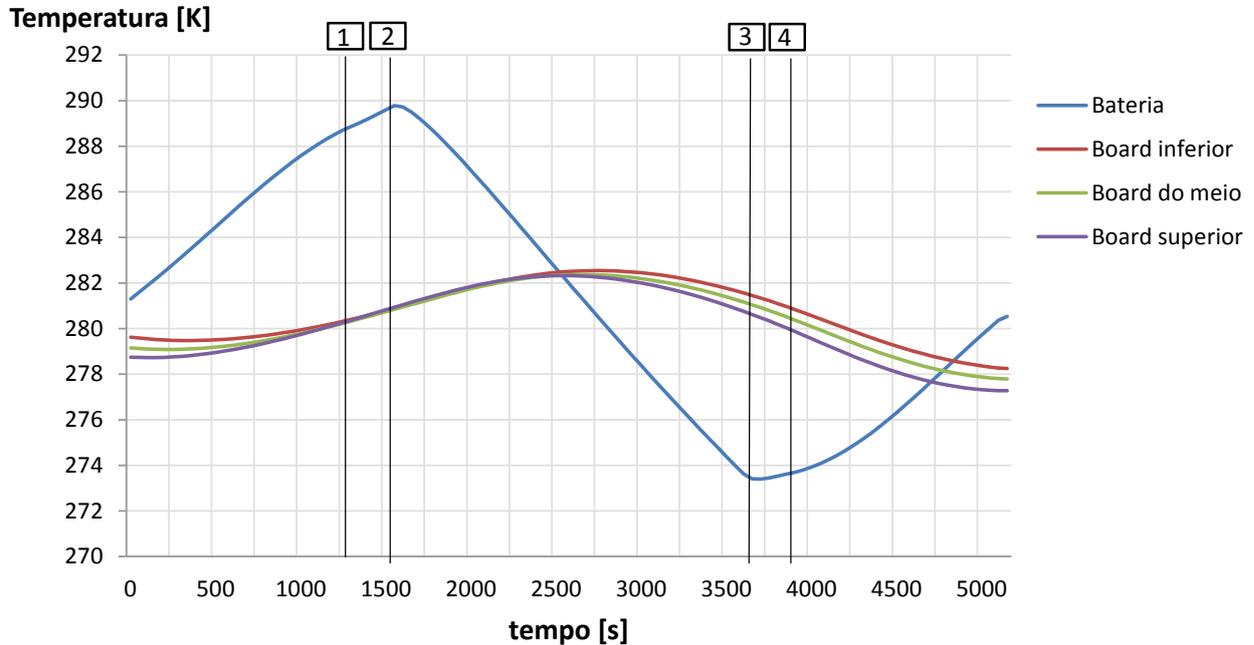
Figura 28 – Campo de temperaturas na estrutura do nanosatélite.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A Figura 29 apresenta o comportamento térmico para os componentes internos do satélite, sendo plotados os valores de temperatura para *board* inferior, o *board* do meio, o *board* superior e a bateria.

Figura 29 – Temperatura dos componentes internos.



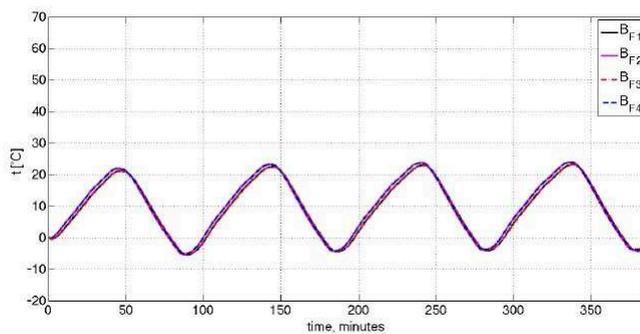
Fonte: Elaborado pelo autor.

Nessa figura fica claro que a diferença de temperatura entre os *boards* é pequena e o pico máximo acontece em uma região intermediária do eclipse. A variação da temperatura desses componentes fica em torno de 5K, comportamento similar ao encontrado na estrutura do satélite. Já a bateria, apresenta uma faixa de temperaturas maior se comparado com os *boards*, porém esse intervalo é mais estreito do que os verificados nas placas solares, tendo um comportamento muito próximo ao observado na placa B. De fato, a placa B está separada da bateria apenas pela tampa inferior, que é de alumínio. Percebe-se que durante a fase de eclipse a bateria reduz a temperatura de maneira linear. Esse fato é explicado ao lembrar que ela possui geração interna de energia e, portanto, perde calor na forma de condução para as partes vizinhas que estão em contato consigo e se encontram a temperatura mais baixa. Comportamentos similares são encontrados na literatura, como por exemplo em Corpino et al. (2015), conforme Figura 30. A variação na temperatura da bateria em diferentes posições é cerca de 20°C e a temperatura mínima fica em torno de 0°C .

Jacques (2009) também apresenta resultados de simulação da bateria, para diferentes coeficientes de condutividade térmica (k), conforme Figura 31 e Wang, Peng e Zhang (2015) fornece resultados de temperatura em uma câmara de vácuo para uma bateria com aplicação espacial, na Figura 32.

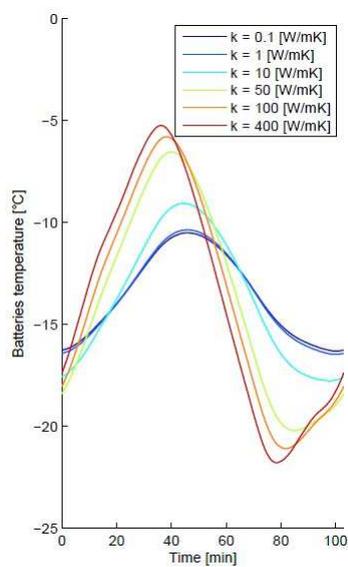
O resultado obtido por essas três referências corroboram para que os resultados obtidos neste trabalho estejam coerentes.

Figura 30 – Simulação da temperatura da bateria.



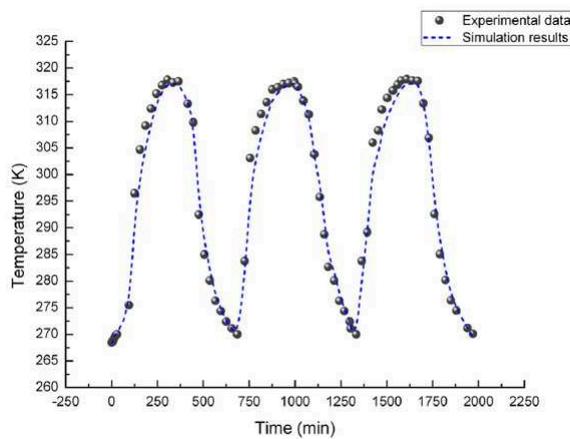
Fonte: Corpino et al. (2015, p. 21).

Figura 31 – Temperatura da bateria para diferentes materiais.



Fonte: Jacques (2009, p. 55).

Figura 32 – Temperatura da bateria em uma câmara de vácuo.



Fonte: Wang, Peng e Zhang (2015, p. 6).

Por fim, tendo analisado todos os componentes do satélite, a tabela 9 apresenta as temperaturas máximas e mínimas atingidas em órbita pelas partes que compõem o modelo do FloripaSat descrito neste trabalho.

Tabela 9 – Temperatura dos componentes do FloripaSat.

Componente	Temperatura máxima [$^{\circ}C$]	Temperatura mínima $^{\circ}C$
Placa solar 1	294,4	261,1
Placa solar 2	269,5	258,5
Placa solar 3	308,5	258,8
Placa solar 4	327,0	262,2
Placa solar F	288,3	267,0
Placa solar B	288,6	272,2
<i>Board</i> inferior	278,2	282,5
<i>Board</i> do meio	282,4	277,8
<i>Board</i> superior	282,3	277,3
Bateria	289,8	273,4

Fonte: Elaborado pelo autor.

Apesar de no momento não haver dados experimentais do comportamento térmico do FloripaSat, o estudo tema deste trabalho apresenta resultados de simulação que se aproximam de soluções encontradas por diversos autores, tanto numericamente quanto experimentalmente e, obtidas de maneira independente.

7.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Ao término deste trabalho, os seguintes tópicos são sugeridos para trabalho futuro:

- Equacionamento de albedo considerando variações no coeficiente de albedo (a);
- Modelo geométrico mais detalhado do FloripaSat;
- Troca de calor por radiação entre as superfícies internas do nanosatélite;
- Acoplar informação da geração interna de calor com o gerenciamento de energia.

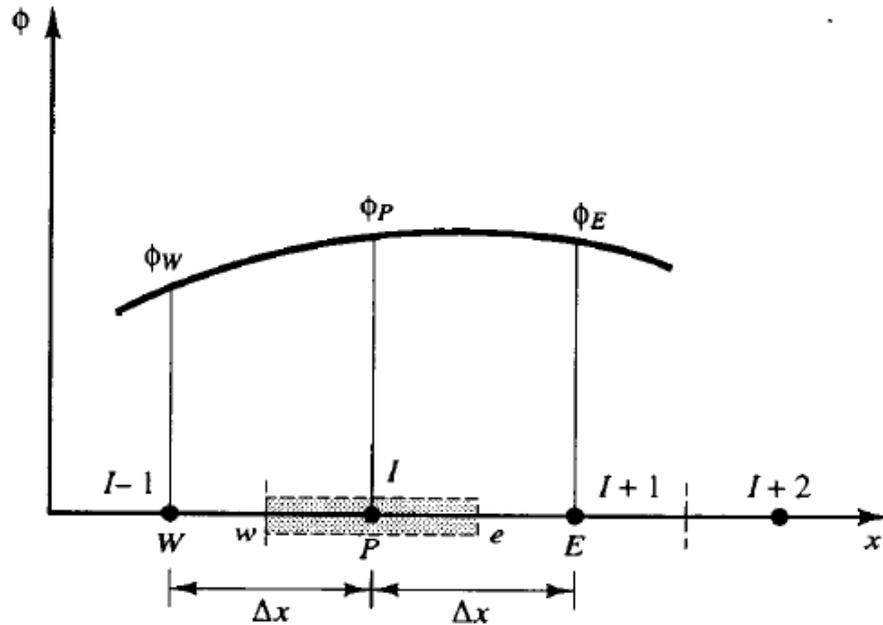
ANEXO A - Série de Taylor para obtenção das derivadas nas faces dos volumes finitos

O desenvolvimento do termo $\phi(x + \Delta x)$ em série de Taylor para uma função qualquer $\phi(x)$, ao redor de um ponto x tem a seguinte forma:

$$\phi(x + \Delta x) = \phi(x) + \left(\frac{\partial \phi}{\partial x}\right)_x \Delta x + \left(\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2}\right)_x \frac{\Delta x^2}{2} + \dots \quad (\text{A.1})$$

Para o caso da Figura 33, a série de Taylor em $\phi(x + \Delta x)$ ao redor do ponto P é descrita como:

Figura 33 – Série de Taylor aplicada em uma função qualquer.



Fonte: Versteeg e Malalasekera (1995, p. 240).

$$\phi(x + \Delta x) = \phi_E = \phi_P + \left(\frac{\partial \phi}{\partial x}\right)_P \Delta x + \left(\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2}\right)_P \frac{\Delta x^2}{2} + \dots \quad (\text{A.2})$$

Rearranjando os termos:

$$\left(\frac{\partial \phi}{\partial x}\right)_P = \frac{\phi_E - \phi_P}{\Delta x} - \left(\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2}\right)_P \frac{\Delta x}{2} - \dots \quad (\text{A.3})$$

Pode-se escrever a mesma equação da seguinte forma:

$$\left(\frac{\partial \phi}{\partial x}\right)_P = \frac{\phi_E - \phi_P}{\Delta x} + O(\Delta x) \quad (\text{A.4})$$

Nessa equação, $O(\Delta x)$ é o erro de truncamento. Percebe-se que o erro é diretamente proporcional ao incremento Δx . Dessa forma, valores baixos de incremento Δx produzem erros de truncamento menores. O método descrito anteriormente é conhecido como *forward difference* e possui erro de primeiro ordem.

Uma aproximação similar é feita, mas para trás, conforme equação abaixo. Tal método é denominado de *backward difference*, sendo que também possui erro de truncamento de primeira ordem.

$$\phi(\mathbf{x} - \Delta\mathbf{x}) = \phi_W = \phi_P - \left(\frac{\partial\phi}{\partial\mathbf{x}}\right)_P \Delta\mathbf{x} + \left(\frac{\partial^2\phi}{\partial\mathbf{x}^2}\right)_P \frac{\Delta\mathbf{x}^2}{2} + \dots \quad (\text{A.5})$$

Subtraindo a equação A.5 da equação A.2, chega-se a:

$$\phi(\mathbf{x} + \Delta\mathbf{x}) - \phi(\mathbf{x} - \Delta\mathbf{x}) = 2 \left(\frac{\partial\phi}{\partial\mathbf{x}}\right)_P \Delta\mathbf{x} + \left(\frac{\partial^3\phi}{\partial\mathbf{x}^3}\right)_P \frac{\Delta\mathbf{x}^3}{3!} + \dots \quad (\text{A.6})$$

Novamente rearranjando os termos:

$$\left(\frac{\partial\phi}{\partial\mathbf{x}}\right)_P = \frac{\phi_E - \phi_W}{2\Delta\mathbf{x}} + \mathcal{O}(\Delta\mathbf{x}^2) \quad (\text{A.7})$$

A equação obtida recebe o nome de *central difference*, sendo de segunda ordem de precisão. Entretanto, para os cálculos desenvolvidos no trabalho buscou-se valores das derivadas nas faces do volume de controle finito. Visto que essas faces encontram-se equidistantes entre o ponto \mathbf{P} e o ponto vizinho de \mathbf{P} , a equação A.7 pode ser utilizada para obter o valor das derivadas nas faces, conforme segue abaixo:

$$\left(\frac{\partial\phi}{\partial\mathbf{x}}\right)_e = \frac{\phi_E - \phi_P}{\Delta\mathbf{x}} + \mathcal{O}(\Delta\mathbf{x}^2) \quad \left(\frac{\partial\phi}{\partial\mathbf{x}}\right)_w = \frac{\phi_P - \phi_W}{\Delta\mathbf{x}} + \mathcal{O}(\Delta\mathbf{x}^2) \quad (\text{A.8})$$

A Série de Taylor aqui desenvolvida foi aplicada para o caso unidimensional. Porém os procedimentos adotados são os mesmos ao se estender para o caso tridimensional.

REFERÊNCIAS

- ACTIVITIES, U. N. C. of O. S. *List of space-related initiatives and programmes carried out by member States of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space and within the United Nations system that respond to specific recommendations contained in the Johannesburg Plan of Implementation of the World Summit on Sustainable Development*. Abril 2006. Disponível em: <<http://www.uncosa.unvienna.org/uncosa/en/wssd/index.html>>. Acesso em: 07/04/2015.
- BALOGH, W. *Basic Space Technology Initiative (BSTI)*. Abril 2014. United Nations. Disponível em: <<http://www.unoosa.org/oosa/en/SAP/bsti/index.html>>. Acesso em: 07/04/2015.
- BARNHART, D. J. et al. A low-cost femtosatellite to enable distributed space missions. *Acta Astronautica*, v. 64, p. 1123–1143, 2009.
- BATURKIN, V. Micro-satellites thermal control-concepts and components. *Acta Astronautica*, v. 56, p. 161–170, 2005.
- BÖHNKE, T. et al. Surfaces with high solar reflectance and high thermal emittance on structured silicon for spacecraft thermal control. *Optical Materials*, v. 30, p. 1410–1421, 2008.
- BOUNDLESS. *The First Law*. Maio 2015. Disponível em: <<https://www.boundless.com/physics/textbooks/boundless-physics-textbook/thermodynamics-14/the-first-law-of-thermodynamics-117/the-first-law-406-6266/>>. Acesso em: 29/05/2015.
- BOUWMEESTER, J.; J.GUO. Survey of world wide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology. *Acta Astronautica*, v. 67, p. 854–862, 2010.
- BULUT, M.; SOZBIR, N. Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations. *Applied Thermal Engineering*, v. 75, p. 1076–1083, 2015.
- CECEN, V. et al. *Epoxy- and Polyester-Based Composites Reinforced With Glass, Carbon and Aramid Fabrics: Measurement of Heat Capacity and Thermal Conductivity of Composites by Differential Scanning Calorimetry*. Junho 2015. Disponível em: <<http://onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1002/pc.20695/pdf>>. Acesso em: 23/06/2015.
- ÇENGEL, Y. A. *Heat & Mass Transfer: A Practical Approach*. [S.l.]: Mc-Graw-Hill, 2007.
- CHIN, A. et al. Standardization Promotes Flexibility: A Review of CubeSats Success. In: *AIAA/6th Responsive Space Conference*. [S.l.: s.n.], 2008.
- COMMITTEE, I.-A. S. D. C. *IADC Space Debris Mitigation Guidelines*. [S.l.], 2007.
- CORPINO, S. et al. Thermal Design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit. *Acta Astronautica*, v. 115, p. 247–261, 2015.
- CUBESAT. *Developers*. Abril 2015. Disponível em: <<http://www.cubesat.org/index.php/documents/developers>>. Acesso em: 09/04/2015.
- CZERNIK, S. *Design of the Thermal Control System for Compass-1*. Dissertação (Mestrado) — University of Applied Sciences Aachen, 2004.

- DEFFREE, S. *1st US satellite attempt fails, December 6, 1957*. Abril 2014. Disponível em: <<http://www.edn.com/electronics-blogs/edn-moments/4402889/1st-US-satellite-attempt-fails-December-6-1957>>. Acesso em: 07/04/2015.
- DEVELOPMENT, U. N. C. on E. *Plan of Implementation of the World Summit on Sustainable Development*. Abril 2002. Disponível em: <http://www.un.org/esa/sustdev/documents/WSSD_POI_PD/English/WSSD_PlanImpl.pdf>. Acesso em: 07/04/2015.
- DINH, D. *Thermal Modeling of a Nanosat*. Dissertação (Mestrado) — San Jose State University, 2012.
- FISH, C. et al. Design, Development, Implementation, and On-orbit Performance of the Dynamic Ionosphere CubeSat Experiment Mission. *Space Sci Rev*, v. 181, p. 61–120, 2014.
- FRIEDEL, J.; MCKIBBON, S. Senior Project, Thermal Analysis of the CubeSat CP3 Satellite. In: . [S.l.: s.n.], 2011.
- FRISBIE, D. *Heat and Mass Transfer Analogy*. Maio 2015. Disponível em: <http://www.egr.msu.edu/raguin/ME812/FinalProjects/Frisbie_FinalProject.htm>. Acesso em: 30/05/2015.
- GADALLA, M. A. Prediction of temperature variation in a rotating spacecraft in space environment. *Applied Thermal Engineering*, v. 25, p. 2379–2397, 2005.
- GALYSH, I. et al. CubeSat: Developing a Standard Bus for Picosatellites. In: . Rockport Rd, Vienna: [s.n.], 2000.
- GARZON, M. M. *Development and analysis of the thermal design for the OSIRIS-3U cubesat*. Dissertação (Mestrado) — The Pennsylvania State University, 2012.
- GILMORE, D. *Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental Technologies*. [S.l.]: Aerospace Press, 2002.
- GONZALO, J.; DOMÍNGUEZ, D.; LÓPEZ, D. On the challenge of a century lifespan satellite. *Progress in Aerospace Sciences*, v. 70, p. 28–41, 2014.
- HAND, E. *The rise of CubeSat*. Junho 2015. Disponível em: <<http://lib.semi.ac.cn:8080/download/2015/1/14/85940.pdf>>. Acesso em: 02/06/2015.
- HANLEY, J. et al. Thermal, telecommunication and power systems for a cubesat. In: . Worcester Polytechnic Institute: [s.n.], 2013.
- HEIDT, H. et al. CubeSat: A new generation of Picosatellite for Education and Industry Low-Cost Space Experimentation. In: *14th Annual/USU Conference on Small Satellites*. [S.l.: s.n.], 2000.
- HU, L.-H.; CHANG, M.-S.; TSAI, J.-R. Thermal control design and analysis for a picosatellite-yamsat. *Transactions of the Aeronautical and Astronautical Society of the Republic of China*, v. 35, p. 227–233, 2003.
- INC, C. T. *Thermal Desktop User's Manual, Version 5.2*. Littleton, 2008.
- INCROPERA, F. P. et al. *Fundamentals of heat and mass transfer*. 6. ed. [S.l.]: John Wiley Sons, 2008.

- JACQUES, L. *Thermal Design of the Oufti-1 nanosatellite*. Dissertação (Mestrado) — University of Liège, 2009.
- JAYARAM, S. SLUCUBE: Innovative high performance nanosatellite science and technology demonstration mission. *Acta Astronautica*, v. 65, p. 1804–1812, 2009.
- KIM, H. K.; HAN, C. Y. Analytical and numerical approaches of a solar array thermal analysis in a low-earth orbit satellite. *Advances in Space Research*, v. 46, p. 1427–1439, 2010.
- KOUDELKA, O.; UNTERBERGER, M.; ROMANO, P. Nanosatellites-the BRITE and OPS-SAT missions. *Elektrotechnik & Informationstechnik*, v. 131, p. 178–187, 2014.
- KUCHARSKI, D. et al. Spin parameters of Low Earth Orbiting satellites Larets and Stella determined from Satellite Laser Ranging data. *Advances in Space Research*, v. 53, p. 90–96, 2014.
- LASP, T. U. of Colorado Laboratory for A. S. P. *Orbital Description*. Junho 2015. Disponível em: <http://ccar.colorado.edu/asen5050/projects/projects_2004/uchida/orbit.htm>. Acesso em: 26/06/2015.
- LEE, S. R. et al. Analysis the unsteady-state temperature distribution of micro-satellite under stabilization effects. *COSPAR Colloquia Series*, v. 10, p. 324–332, 1999.
- LEE, T.-H. et al. The Design and Analysis of a Thermal Control System for Micro-satellite, TUUSAT-1A. *Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation*, v. 43, p. 67–76, 2011.
- LI, Y.-Z.; LEE, K.-M.; WANG, J. Analysis and Control of Equivalent Physical Simulator for Nanosatellite Space Radiator. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, v. 15, p. 79–87, 2010.
- LIN, A. et al. YamSat: the First Picosatellite being Developed in Taiwan. In: *18th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. [S.l.: s.n.], 2004.
- LIU, Y. et al. Investigations on temperature distribution of satellite surfaces affected by solar absorptivity. *Advances in Space Research*, v. 46, p. 593–603, 2010.
- MECCANICA, C. *Aluminum 7075; 7075-T651*. Junho 2015. Disponível em: <<http://www.crpmeccanica.eu/PDF/aluminium-7075-t6-7075-t651.pdf>>. Acesso em: 22/06/2015.
- MEHRPARVAR, A. *Cubesat Design Specification CDS REV 13*. [S.l.], 2014.
- MOCANU, B. et al. Determining Optimal Orbital Path of a Nanosatellite for Efficient Exploitation of the Solar Energy Captured. In: *First International Conference on Advances in Satellite and Space Communications*. [S.l.: s.n.], 2009.
- MÜNCHEBERG, S.; KRISCHKE, M.; LEMKE, N. Nanosatellites and micro systems technology-capabilities, limitations and applications. *Acta Astronautica*, v. 39, p. 799–808, 1996.
- MURTHY, H. N. et al. The thermal control system. *Proc. Indian Acad. Sci.*, C1, p. 157–172, 1978.
- MURTHY, J. Y. Numerical notes in Heat, Mass, and Momentum Transfer. In: . [S.l.: s.n.], 2002.

- MUSEUM, S. N. A. S. *Satellite, Vanguard TV 3*. Abril 2002. Disponível em: <http://airandspace.si.edu/collections/artifact.cfm?object=nasm_A19761857000>. Acesso em: 07/04/2015.
- NARAYANA, K. B.; REDDY, V. V. Thermal design and performance of HAMSAT. *Acta Astronautica*, v. 60, p. 7–16, 2007.
- NASA. *General Environmental Verification Standard (GEVS) for GSFC Flight Programs and Projects*. [S.l.], 2013.
- NUGENT, R. et al. The CubeSat: The Picosatellite Standard for Research and Education. In: *AIAA Space*. [S.l.: s.n.], 2008.
- PÉREZ-GRANDE, I. et al. Analytical study of the thermal behaviour and stability of a small satellite. *Applied Thermal Engineering*, v. 29, p. 2567–2573, 2009.
- PHILLIPS, T. *A Puzzling Collapse of Earth's Upper Atmosphere*. Abril 2010. Disponível em: <http://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2010/15jul_thermosphere/>. Acesso em: 08/04/2015.
- PUIG-SUARI, J.; TURNER, C.; AHLGREN, W. Development of the Standard CubeSat Deployer and a CubeSat Class PicoSatellite. In: *Aerospace Conference*. [S.l.: s.n.], 2001.
- QUÍMICOS, P. L. V. de P. *Transferência de calor*. Maio 2015. Disponível em: <http://labvirtual.eq.uc.pt/siteJoomla/index.php?option=com_content&task=view&id=248&Itemid=>. Acesso em: 29/05/2015.
- RADEMACHER, J. D.; REED, H. L.; PUIG-SUARI, J. ASUSAT 1: an example of low-cost nanosatellite development. *Acta Astronautica*, v. 39, p. 189–196, 1996.
- RAWAL, S.; BARNETT, D. M.; MARTIN, D. E. Thermal Management for Multifunctional Structures. *IEEE Trans. Adv. Pack.*, v. 22, p. 379, 1999.
- RICKMAN, S. L. A Simplified, Closed-Form Method for Screening Spacecraft Orbital Heating Variations. In: . Houston, Texas: [s.n.], 2009.
- RODA, D. T. *Poliétileno (PE)*. Junho 2015. Disponível em: <<http://www.tudosobreplasticos.com/materiais/polietileno.asp>>. Acesso em: 23/06/2015.
- SAM, K. F. C. H.; DENG, Z. Optimization of a space based radiator. *Applied Thermal Engineering*, v. 31, p. 2312–2320, 2011.
- SANDAU, R.; RÖSER, H.-P.; VALENZUELA, A. *Small Satellite Missions for Earth Observation-New Developments and Trends*. Berlin: Springer, 2010.
- SCHAFFNER, J. A.; PUIG-SUARI, J. The Electronic System Design, Analysis, Integration, and Construction of the Cal Poly State University CP1 CubeSat. In: *16th Annual/USU Conference on Small Satellites*. [S.l.: s.n.], 2002.
- SHIROMA, W. A. et al. CubeSats: A Bright Future for Nanosatellites. *Central European Journal of Engineering*, v. 1, p. 9–15, 2011.
- SYSTEM, B. P. *Thermal Characteristics of Polyethylene*. Junho 2015. Disponível em: <<http://www.buteline.com/aus/buteline-plumbing-system/polyethylene-tech-info/thermal-characteristics-of-polyethylene/>>. Acesso em: 23/06/2015.

- TANAKA, T.; KAWAMURA, Y.; TANAKA, T. Development and operations of nano-satellite FITSAT-1(NIWAKA). *Acta Astronautica*, v. 107, p. 112–129, 2015.
- TOOLBOX, T. E. *Specific Heat of some common Substances*. Junho 2015. Disponível em: <http://www.engineeringtoolbox.com/specific-heat-capacity-d_391.html>. Acesso em: 23/06/2015.
- TOORIAN, A. et al. Cubesats as responsive satellites. In: *3rd Responsive Space Conference*. [S.l.: s.n.], 2005.
- TORRES, A.; MISHKINIS, D.; KAYA, T. Mathematical model validation of a thermal architecture system connecting east/west radiators by flight data. *Applied Thermal Engineering*, v. 66, p. 1–14, 2014.
- TORRES, A.; MISHKINIS, D.; KAYA, T. Mathematical modeling of a new satellite thermal architecture system connecting the east and west radiator panels and flight performance prediction. *Applied Thermal Engineering*, v. 65, p. 623–632, 2014.
- VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. *An introduction to Computational Fluid Dynamics The Finite Volume Method*. London: Longman, 1995.
- WANG, C.-H.; HUANG, J.-D.; CHEN, C.-R. Numerical Study on the Thermal Control of the TriG Receiver for FORMOSAT-7 Satellite. *Procedia Engineering*, v. 79, p. 279–288, 2014.
- WANG, Y.; PENG, C.; ZHANG, W. Thermal analysis of multifunctional structural battery for satellite applications. *Applied Thermal Engineering*, v. 78, p. 209–216, 2015.
- WELLS, G. J.; JEANS, L. S. T. Canada's Smallest Satellite: The Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX-1). In: . University of Toronto Institute for Space Aerospace Studies: [s.n.], 2002.
- WOELLERT, K. et al. Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations. *Advances in Space Research*, v. 47, p. 663–684, 2010.
- WOOD, D.; WEIGEL, A. Charting the evolution of satellite programs in developing countries e The Space Technology Ladder. *Space Policy*, v. 28, p. 15–24, 2009.