

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

BÁRBARA MIR FRANCO

MÉTODO ANALÍTICO SIMPLIFICADO PARA DETERMINAÇÃO DA VARIAÇÃO DE
TEMPERATURA EM NANOSSATÉLITES

Joinville

2018

BÁRBARA MIR FRANCO

MÉTODO ANALÍTICO SIMPLIFICADO PARA DETERMINAÇÃO DA VARIAÇÃO DE
TEMPERATURA EM NANOSSATÉLITES

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

Orientador: Dr. Kleber Vieira de Paiva.

Joinville

2018

BÁRBARA MIR FRANCO

MÉTODO ANALÍTICO SIMPLIFICADO PARA DETERMINAÇÃO DA VARIAÇÃO DE
TEMPERATURA EM NANOSSATÉLITES

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Banca Examinadora:

Dr.

Kleber Vieira Paiva

Presidente

Dra.

Talita Sauter Possamai

Universidade Federal de Santa Catarina

Dr.

Renato Oba

Universidade Federal de Santa Catarina

AGRADECIMENTOS

Aos meus pais e irmão pela paciência.

Ao meu namorado, Gabriel, por não ter deixado eu desistir, insistindo no meu potencial. Obrigada pelo apoio, inspiração e parceria na vida.

Aos amigos da faculdade que conheci apenas no último ano. Flávia, Arthur, Emmanuel, Damylle, Ygor, Vanessa, obrigada por me trazer alegria todos os dias. Vocês me mostraram o quão prazeroso e simples é uma amizade. Vocês foram essenciais.

À equipe Kosmos pela oportunidade de ter crescido muito pessoalmente e profissionalmente. Ver o nosso primeiro projeto de Engenharia voar em Curitiba, o foguete Hagemeyer, foi a maior e melhor experiência da faculdade.

Ao meu orientador, Kleber Vieira Paiva, pela atenção e confiança.

Ao professor Gary B. Hughes, pela oportunidade de participar do projeto NIAC.

Aos colegas do controle térmico, que contribuíram muito com o trabalho.

À todos os demais que se fizeram presente durante a minha graduação, obrigada.

O único propósito da ciência é o espírito humano.

Carl Jacobi

RESUMO

O projeto do sistema de controle térmico de um nanossatélite leva em consideração a demanda por maior energia com menor massa e volume. Neste trabalho, o satélite em estudo é da classe de CubeSats sendo ele de tamanho 6U. A ideia surgiu através de uma colaboração entre a Universidade Federal de Santa Catarina e o Doutor Gary B. Hughes, professor na Universidade Politécnica do Estado da Califórnia, Estados Unidos, na qual foi estudado o projeto *Innovative Advanced Concepts* (NIAC) da *National Aeronautics and Space Administration* (NASA). Este projeto desenvolve um conceito que permite detectar, através do espectrômetro, a composição de alvos frios do sistema solar a partir de um laser que esquenta tal alvo. É um nanossatélite cuja missão é dada a uma altitude de 500 km, onde é exposto à radiação do ambiente espacial, além de dissipar calor dos próprios componentes internos. A análise do sistema apresentado neste trabalho considera, de forma simplificada, o método dos nós para determinar a distribuição da temperatura ao longo da órbita através da solução analítica transiente. De forma analítica e dada pelo *software Matlab*, é criada também uma interface gráfica com os resultados obtidos ao aproximar a solução por uma senoidal, que será disponibilizada *online* para auxiliar projetos térmicos de nanossatélites. Os resultados são avaliados e comparados com dados numéricos para a configuração 1U. Através dos resultados, conclui-se que o nanossatélite com a presença do laser deverá possuir um mecanismo de controle térmico para que os componentes internos possam operar.

Palavras-chave: Nanossatélite, laser, controle térmico.

ABSTRACT

The project of a thermal control system of a nanosatellite takes into consideration the demand for higher energy with the lowest mass and volume. In this work, the satellite studied is from the CubeSats class, being its size 6U. The idea came forth through the collaboration between the Federal University of Santa Catarina and California State Polytechnic University's professor Doctor Gary B. Hughes, United States, in which was studied the project Innovative Advanced Concepts (NIAC) from the National Aeronautics and Space Administration (NASA). This project develops a concept that allows the detection, through a spectrometer, of the composition of cold targets in the solar system using a laser to heat up such target. It is a nanosatellite which its mission is given at an altitude of 500 km, where it is exposed to the radiation of the space environment, in addition to dissipating heat from its own internal components. The analysis of the system presented in this work considers, in a simplified manner, the nodal method to determine the temperature distribution along the orbit through the analytical solution. With the Matlab software is created a graphic interface with the results obtained by approximating the solution by a senoidal, which will be available online to auxiliate nanosatellite thermal projects. The results evaluated and compared with numerical data for the 1U configuration. Through the results it is concluded that the nanosatellite considering the laser must have a thermal control mechanism so that the internal components can operate.

Keywords: Nanosatellite, laser, thermal control.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Sistema para explorar a composição molecular do alvo	13
Figura 2 - Estrutura do CubeSat.....	18
Figura 3 - Ambiente espacial térmico para um CubeSat	20
Figura 4 - <i>Multi layer insulation</i>	22
Figura 5 - Tubo de calor acoplado à um nanossatélite.....	23
Figura 6 – Parâmetros orbitais	24
Figura 7 - Posição do satélite para duas configurações de órbita	25
Figura 8 - Representação do projeto de um sistema térmico	31
Figura 9 - Configuração do satélite 6U.....	33
Figura 10 - Laser	34
Figura 11 – Propriedades do laser	34
Figura 12 – Representação da velocidade do satélite e da altitude da órbita	36
Figura 13 – Representação do ângulo beta	37
Figura 14 – Representação da região de eclipse	37
Figura 15 – Representação do 6U e discretização dos nós 1 e 2	44
Figura 16 - Distribuição da temperatura ao longo da órbita sem geração interna – padrão 1U.....	51
Figura 17 - Distribuição da temperatura ao longo da órbita sem geração interna – padrão 6U.....	52
Figura 18 - Interface gráfica – <i>software Matlab</i>	54
Figura 19 - Método gráfico para variação de temperaturas.....	55
Figura 20 - Representação do 1U e discretização dos 1 e 2.....	57
Figura 21 - Placas perpendiculares de diferentes dimensões	59
Figura 22 - Temperatura dos nós 1 e 2 ao longo da órbita sem a geração interna do laser	60
Figura 23 - Variação de temperatura das placas 1 e 2 ao longo de uma órbita com laser em operação.....	62
Figura 24 - Configuração de três nós	63

Figura 25 - Fator de forma para placas paralelas.....	64
Figura 26 - Temperatura das placas 1, 2 e 3 ao longo da órbita sem o laser	65
Figura 27 - Variação de temperatura das placas 1, 2 e 3 com o laser em operação	67

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Temperatura de operação dos componentes eletrônicos	35
Tabela 2 -Dados da órbita do satélite.....	35
Tabela 3 - Valores para o coeficiente de albedo e de irradiação terrestre	40
Tabela 4 - Propriedades dos principais materiais utilizados no satélite	48
Tabela 5 - Valores para o cálculo da aproximação senoidal	49
Tabela 6 - Dados relevantes para a face 1 e a face 2 do satélite.....	57
Tabela 7 - Propriedades do Alumínio e do Sicílio.....	58

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

LEO - Low Earth Orbit

MLI - Multi Layer Insulation

NASA - National Aeronautics and Space Administration

NIAC - Innovative Advanced Conceptions

SPIE - The International Society for Optics and Photonics

LISTA DE SÍMBOLOS

α	Absortividade
α_s	Absortividade da placa solar
H	Altitude da órbita [km]
h	Altitude relativa
T_a	Amplitude de variação da temperatura [K]
β	Ângulo Beta [rad]
ϕ_{es}	Ângulo de entrada em eclipse [rad]
ϕ	Ângulo de fase [rad]
ϕ_{ee}	Ângulo de saída do eclipse [rad]
A_b	Área do satélite [m ²]
F_p	Área efetiva dos painéis solares [m ²]
A_p	Área projetada [m ²]
A	Área superficial externa do satélite [m ²]
L	Aresta da placa do satélite [m]
q_x	Calor conduzido na direção x [W]
c_p	Calor específico à pressão constante [J/kgK]
c_{Al}	Calor específico do alumínio [J/kgK]
c_{Si}	Calor específico do silício [J/kgK]
Q_{albedo}	Calor por albedo [W]
α_{albedo}	Coefficiente de albedo
h	Coefficiente de transferência de calor [W/m ² K]
k	Condutividade térmica [W/mK]
σ	Constante de Boltzmann [5,67x10 ⁻⁸ W/m ² K ⁴]
μ	Constante gravitacional da Terra [398600 km ³ /s ²]
Q_s	Constante solar [1367 W/m ²]
ρ_{Al}	Densidade do alumínio [kg/m ³]
ρ_{Si}	Densidade do silício [kg/m ³]

η	Eficiência dos painéis solares
ε	Emissividade
ε_b	Emissividade da superfície do satélite
ε_p	Emissividade do planeta
E	Energia irradiada por unidade de tempo [W/s]
δ	Espessura da placa do satélite [m]
δ_{Si}	Espessura do painel solar [mm]
F_{ij}	Fator de forma da superfície i para a j
F_a	Fator de forma de albedo
F_e	Fator de forma de eclipse
$F_{i,\infty}$	Fator de forma do nó i para o ambiente espacial
$F_{i,p}$	Fator de forma do nó i para o planeta
$F_{b,p}$	Fator de forma do satélite para o planeta
i	Inclinação da órbita [rad]
T_0	Período da órbita [s]
T_e	Período em eclipse [s]
ϕ	Posição do satélite em órbita [rad]
Q_p	Radiação
Q_{IR}	Radiação infravermelha [W]
Q_{solar}	Radiação solar [W]
R_E	Raio da Terra [6371 km]
R_{ij}	Resistência à radiação [W/K]
$C_{j,i}$	Resistência à radiação por condução [W/K]
$a_{miss\tilde{a}o}$	Semi-eixo maior [km]
\dot{Q}	Taxa de calor [W]
Q_{out}	Taxa de calor emitida pelo satélite [W]
Q_{gen}	Taxa de calor gerada internamente [W]
q_{cond}	Taxa de calor por condução [W]
q_{conv}	Taxa de calor por convecção [W]
q_{rad}	Taxa de calor por radiação [W]

\dot{W}	Taxa de trabalho [W]
T_{ss}	Temperatura da superfície sólida [K]
T_{∞}	Temperatura do ambiente espacial [2,7 K]
T	Temperatura do corpo [K]
T_f	Temperatura do fluido [K]
T_i	Temperatura do nó i [K]
T_j	Temperatura do nó j [K]
T_p	Temperatura do planeta [K]
T_b	Temperatura do satélite [K]
T_m	Temperatura média do satélite [K]
t	Tempo [s]
τ	Transmissividade
V	Velocidade do satélite [km/s]

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	12
1.1 OBJETIVOS	14
1.1.1 <i>Objetivo Geral</i>	14
1.1.2 <i>Objetivos Específicos</i>	14
2 REFERENCIAL TEÓRICO.....	15
2.1 TRANSFERÊNCIA DE CALOR	15
2.1.1 <i>Condução</i>	15
2.1.2 <i>Convecção</i>	15
2.1.3 <i>Radiação</i>	16
2.2 CUBESATS	17
2.3 AMBIENTE ESPACIAL	19
2.4 CONTROLE TÉRMICO	20
2.5 PARÂMETROS ORBITAIS	23
2.6 MÉTODOS ANALÍTICOS PARA TRANSFERÊNCIA DE CALOR EM NANOSATÉLITES	26
3 METODOLOGIA	28
3.1 PROJETO TÉRMICO	29
3.1.1 <i>Modelo do satélite</i>	31
3.1.2 <i>Modelo da órbita</i>	35
3.2 MODELO ANALÍTICO TÉRMICO	37
3.2.1 <i>TRANSFERÊNCIA DE CALOR NO SATÉLITE</i>	38
3.2.2 <i>Modelo de um nó</i>	42
3.2.3 <i>Modelo de mais de um nó</i>	43
4 DESENVOLVIMENTO E RESULTADOS	48
4.1 RESULTADOS MODELO DE UM NÓ.....	48
4.1.1 <i>Interface para disponibilização online</i>	53
4.2 RESULTADOS MODELO DOIS NÓS.....	56
4.3 RESULTADOS MODELO TRÊS NÓS	62

4.4 MECANISMOS DE CONTROLE TÉRMICO	67
5 CONCLUSÃO	69
5.1 RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	69
REFERÊNCIAS.....	71

1 INTRODUÇÃO

Devido à ausência da atmosfera, o espaço compromete a operação dos satélites e de espaçonaves por esses estarem submetidos a condições extremas. Definir a distribuição de temperatura de um objeto em órbita possibilita adaptar mecanismos de controle térmico ao sistema a fim de evitar elevados gradientes de temperatura e manter o satélite e os equipamentos eletrônicos dentro da temperatura funcional (ABOUEL-FOTOUH et al., 2006).

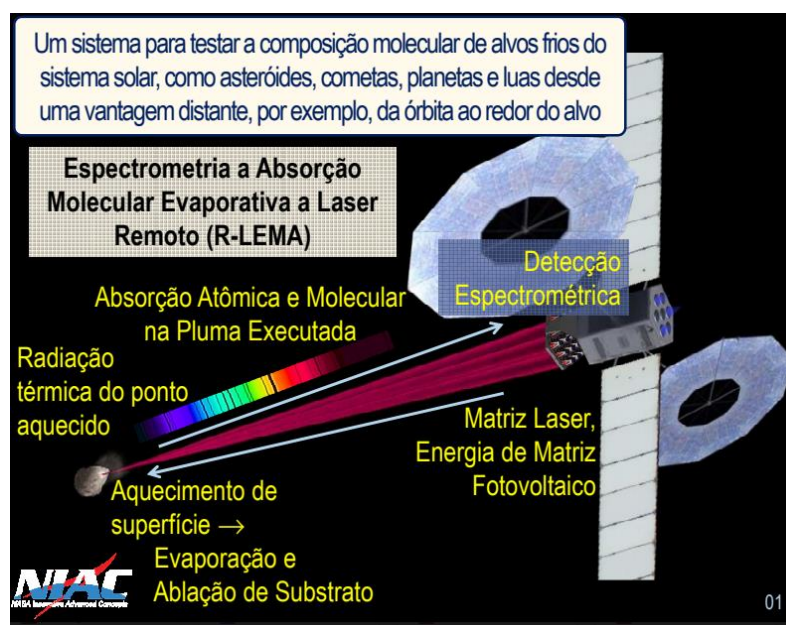
Ainda segundo Abouel-Fotouh et al. (2006), a órbita e a posição do satélite são os primeiros parâmetros que definem a temperatura nas diferentes superfícies do satélite, os quais são definidos pelo objetivo principal da missão, ou seja, a carga útil. Por isso, variáveis como inclinação, excentricidade e argumento do apogeu são características orbitais que definirão as cargas térmicas aplicadas no satélite.

Os pequenos satélites foram desenvolvidos para facilitar os experimentos espaciais reduzindo tamanho, custo e tempo de desenvolvimento e, conseqüentemente, aumentando a variedade de aplicações dentro das missões (BULUT; SOZBIR, 2014). Com isso, a demanda por maior energia com menos massa e volume requer um sistema de energia eficiente que cumpra os requisitos da missão (MAZARIAS; CLARK, 2006). Entretanto, a energia consumida pelo satélite é comprometida quando o satélite orbita próximo à Terra, ou seja, em uma órbita baixa (*Low Earth Orbit* - LEO), pelo fato de estar submetido a uma região de sombra no lado oposto da Terra com o Sol, a qual varia de acordo com as especificações da órbita (MOCANU et al., 2009).

Através da colaboração internacional entre a Universidade Federal de Santa Catarina e o Doutor Gary B. Hughes, professor na Universidade Politécnica do Estado da Califórnia, Estados Unidos, houve a oportunidade de contribuir na área de controle térmico do projeto *Innovative Advanced Concepts* (NIAC) da *National Aeronautics and Space Administration* (NASA), que está em desenvolvimento e tem como objetivo tornar-se uma missão espacial da NASA. A fase atual do projeto estuda um CubeSat de tamanho 6U: classe de nave espacial de pesquisa chamada nanosatélites, sendo uma unidade (1U) de dimensões 10 x 10 x 10 cm (DUNBAR, 2017).

Este estudo, exemplificado na Figura 1, apresenta um conceito de sistema para determinar a composição molecular de alvos presentes no sistema solar, como asteroides, cometas e planetas através de um laser de alta potência que funciona a partir de painéis fotovoltaicos (HUGHES et al., 2015). O objetivo do laser é esquentar um certo ponto do alvo, derretendo-o e formando uma pluma de moléculas da qual será estimada a composição através da detecção espectrométrica. A importância deste conceito implica em entender a formação do sistema solar e ampliar a área de estudos do espaço profundo (HUGHES; LUBIN, 2017).

Figura 1 - Sistema para explorar a composição molecular do alvo



Fonte: Hughes e Lubin (2017, p. 8).

O foco deste trabalho, no entanto, é analisar termicamente um nanossatélite e seus respectivos componentes a fim de conhecer a distribuição de temperaturas durante o período ativo e não ativo do laser. A metodologia utilizada será a análise matemática do sistema térmico do satélite mencionado anteriormente através da formulação analítica simplificada, calculando a transferência de calor entre o satélite e o espaço, a fim de obter a temperatura média do objeto. A teoria será implementada no software *Matlab* através da discretização da estrutura em nós.

1.1 OBJETIVOS

Para verificar a necessidade de um sistema de controle térmico que seja compatível com os componentes eletrônicos e que cumpra os requisitos da missão, propõe-se os seguintes objetivos.

1.1.1 Objetivo Geral

Modelar analiticamente o sistema térmico de um nanossatélite padrão Cubesat.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Definir as equações a serem utilizadas através da especificação das fontes de calor que atuam sobre o satélite;
- Comprovar a solução senoidal da distribuição da temperatura ao longo da órbita com dados numéricos para a configuração 1U;
- Desenvolver uma ferramenta no *software* Matlab para auxiliar projetos preliminares térmicos de nanossatélites;
- Discretizar a estrutura do satélite em nós;
- Verificar a presença do laser na configuração 6U;
- Sugerir mecanismos de controle térmico para o satélite de acordo com os resultados obtidos.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

Neste capítulo será apresentado o estado da arte relacionado ao tema do presente trabalho. A transferência de calor e seu equacionamento definem parâmetros e propriedades que são utilizados no modelo analítico do sistema de controle térmico. Assim como a definição de órbitas e do tempo de eclipse, o estudo de dispositivos controladores de temperatura é essencial para o cumprimento da missão definida.

2.1 TRANSFERÊNCIA DE CALOR

Calor é uma forma de energia em trânsito. Sua transferência ocorre mediante a uma diferença de temperatura no meio em estudo e existem três mecanismos de transferência: convecção, condução e radiação (LAVINE; INCROPERA; BERGMAN, 2006).

2.1.1 Condução

Segundo Lavine, Incropera e Bergman (2006), a condução é o modo de transferência de calor observado em meios sólidos ou fluidos em repouso e é governada pela equação proposta em 1822 por Jean-Baptiste Joseph Fourier,

$$q_x = -kA \frac{dT}{dx} \quad (1)$$

onde k é a condutividade térmica do sólido dada por W/mK, a qual depende do material, e A a área da seção transversal perpendicular ao fluxo de calor. Esta equação mostra que a taxa de calor em uma determinada direção é proporcional ao gradiente de temperatura nesta direção.

2.1.2 Convecção

Ainda segundo Lavine, Incropera e Bergman, a convecção é o fenômeno de transferência de energia térmica entre uma superfície sólida e um fluido em escoamento. A taxa de calor por convecção é definida por:

$$q_{conv} = hA(T_{ss} - T_f) \quad (2)$$

onde h é o coeficiente de transferência de calor (W/m^2K), A é a área da superfície em m^2 , T_{ss} é a temperatura da superfície sólida e T_f , do fluido.

Devido à densidade da atmosfera na altitude orbital considerada ser extremamente baixa, não existe massa ou partículas suficientes para o processo de convecção. Portanto, não há troca de calor por esse mecanismo.

2.1.3 Radiação

A radiação é o único modo de transferir calor que não exige um meio para transportar energia térmica entre dois elementos. Este modo caracteriza-se por transferir energia de um corpo para o outro através da emissão de ondas eletromagnéticas quando a temperatura dos mesmos está acima do zero absoluto (LAVINE; INCROPERA; BERGMAN, 2006). É propagada na velocidade da luz, 3×10^8 m/s, que é igual ao produto do comprimento de onda pela frequência da radiação. A energia emitida pelo corpo negro é governada pela Lei de Stefan-Boltzmann,

$$E = \sigma T^4 \quad (3)$$

onde σ é a constante de Stefan-Boltzmann, $5,67 \times 10^{-8} W/m^2K^4$, E é o poder emissivo.

A equação mostrada anteriormente leva em consideração a teoria de corpo negro, ou seja, assume que o objeto é capaz de absorver e emitir toda a radiação incidente considerando características direcionais ou de espectro. Porém, na realidade, o corpo não idealizado absorve, reflete e transmite radiação incidente. A Lei de Kirchoff mostra que a absorvidade dada em um comprimento de onda λ é igual à emissividade neste mesmo comprimento.

$$\alpha_\lambda = \varepsilon_\lambda \quad (4)$$

A conservação da energia mostra que a soma dessas três propriedades deve ser igual a um,

$$\tau + \alpha + \varepsilon = 1 \quad (5)$$

Para materiais opacos, a transmissividade τ pode ser considerada nula,

$$\alpha + \varepsilon = 1 \quad (6)$$

Portanto, a troca de calor entre duas superfícies depende das temperaturas das mesmas, dos fatores de forma e das propriedades do material. Logo, a troca de radiação entre dois corpos é dada por:

$$q_{\text{radiação},ij} = A_i F_{ij} \varepsilon_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (7)$$

2.2 CUBESATS

O padrão CubeSat é definido como um conjunto de especificações que buscam padronizar satélites em miniatura. Uma unidade, denominado de 1U, consiste em um cubo com 10 cm de aresta, conforme ilustra a Figura 2, cuja massa não exceda 1,33 quilogramas. As aplicações dos CubeSats geralmente envolvem experimentos que podem ser miniaturizados, fornecimento de serviços de observação à Terra e aplicações de rádio amador (SPACEDAILY, 2016).

Figura 2 - Estrutura do CubeSat



Fonte: Cubesatkit (2013).

A denominação de CubeSat foi criada em 1999 pelos professores Jordi Puig-Suari da Universidade Politécnica do estado da Califórnia (California Polytechnic State University) e Bob Twiggs da Universidade de Stanford. O objetivo era treinar estudantes a projetar, construir, testar e operar as capacidades de satélites artificiais dentro do tempo e dos recursos financeiros disponíveis de um programa de pós-graduação.

O primeiro CubeSat foi colocado em órbita em junho de 2003 lançado a bordo de um foguete Eurockot russo (SPACEDAILY, 2016). Mais de uma centena de CubeSats foram colocados em órbita e muitos outros se encontram em etapas de planejamento e desenvolvimento. Até 2013, a maioria dos lançamentos eram feitos por universidades e instituto de pesquisa. Desde então, boa parte dos CubeSats são utilizados para fins comerciais.

Segundo Souza (2010), os satélites podem ser subdivididos em subsistemas principais, o que facilita o desenvolvimento do projeto, a montagem e os testes, visto que cada equipe se responsabiliza por um subsistema, sendo eles: controle de atitude, suprimento de energia, telecomunicação, gestão de bordo, controle térmico, estrutura e mecanismos, propulsão e carga útil, a qual define a missão do projeto e, portanto, a

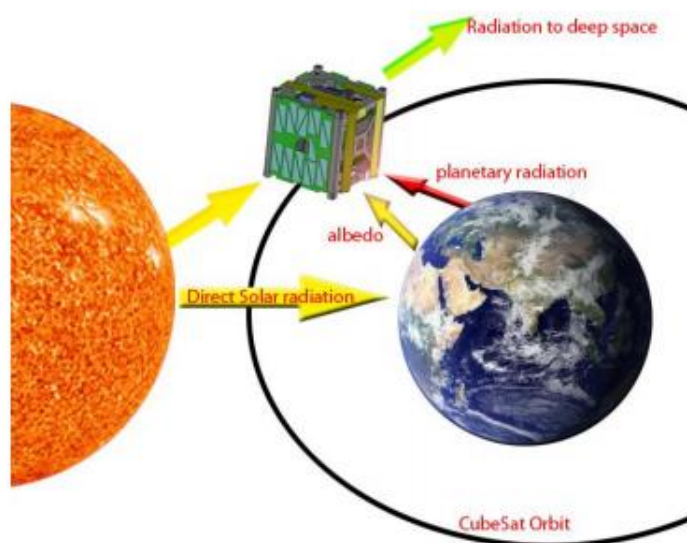
função comercial/acadêmica do satélite. O controle de atitude direciona o satélite enquanto o de energia provê carga necessária a todos os sistemas. A telecomunicação envia e recebe os dados para acompanhamento em Terra e a gestão de borda controla as informações internas do satélite. O subsistema responsável pelo suporte mecânico e controle de vibrações provenientes do lançamento e da radiação é o de estruturas e mecanismos. Por fim, a propulsão fornece o empuxo necessário para manter o satélite em órbita.

2.3 AMBIENTE ESPACIAL

A característica mais importante do ambiente espacial é o vácuo onde a pressão residual atmosférica e conseqüentemente o arrasto, é quase nulo. (DINH, 2012). Um satélite no espaço pode interagir com o ambiente somente por radiação e essa interação caracteriza-se pelas seguintes fontes de calor externas exemplificadas na Figura 3:

- Radiação solar direta (1367 W/m^2);
- Radiação solar refletida (Albedo);
- Energia térmica irradiada de planetas próximos;
- Radiação emitida pelo próprio satélite.

Figura 3 - Ambiente espacial térmico para um CubeSat



Fonte: Dinh (2012, p.12).

2.4 CONTROLE TÉRMICO

Manter a temperatura do satélite controlada é essencial para que os equipamentos eletrônicos operem eficientemente e não comprometam a missão como um todo. Como a maioria dos materiais têm coeficientes de expansão térmica não nulos e são restritos quanto a operação em temperaturas que não estejam na faixa confiável, deve-se, portanto, utilizar um dispositivo de controle térmico a fim de evitar distorção térmica. Tipicamente, os equipamentos devem ser mantidos entre -15 e 50°C, valores que classificam tanto a faixa de operação quanto a de vida útil de cada componente (ABOUEL-FOTOUH, 2006).

Segundo Martínez (2018), a solução mais comum a ser adotada para o superaquecimento do satélite é escolher materiais com propriedades termo-ópticas como cobertura do satélite a fim de mantê-lo refrigerado. Quando o satélite estiver em eclipse, os aquecedores elétricos serão os responsáveis por compensar temperaturas baixas. O superaquecimento é o caso mais crítico devido ao dano ser permanente enquanto o caso de resfriamento compromete o estado não operacional, sendo também uma situação crítica à missão. Entretanto, o problema desta solução é devido

a energia elétrica ser escassa no espaço – e mais ainda quando em eclipse, aproximando o sistema térmico ao sistema de energia, o qual depende principalmente da capacidade da bateria.

O objetivo do sistema de controle térmico pode ser definido em três etapas:

1. Análise: deve ser capaz de analisar a configuração do satélite e prever a temperatura estrutural e dos equipamentos para todas as fases da missão.
2. Projeto: em caso de que algum resultado da análise ultrapasse limites permitidos, deve-se apresentar soluções viáveis.
3. Teste: testar bastante o suficiente e de forma apropriada para confirmar a precisão da análise e das previsões térmicas da missão (STARK, 2011).

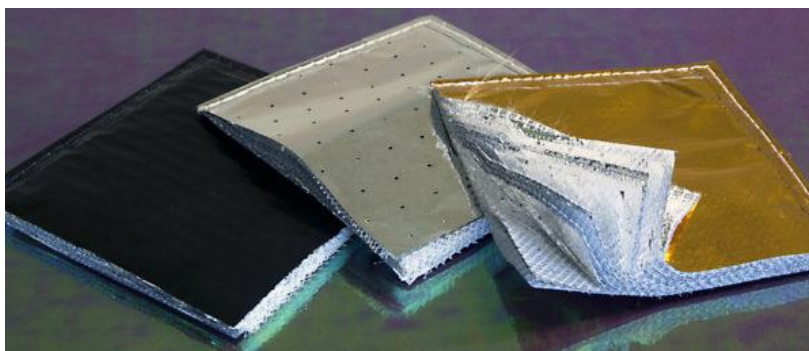
Levando em consideração que a massa do satélite e o custo da missão devem ser minimizados ao mesmo tempo que a confiabilidade do sistema não se altere, existem dois tipos de sistemas de controle térmico: o controle passivo e o ativo. Deve ser citado que, além das cargas térmicas, os dispositivos devem suportar cargas mecânicas e químicas.

Sendo o tipo passivo o mais utilizado nesta classe de satélites, estes mecanismos de controle térmico consistem essencialmente na seleção de propriedades da superfície, no controle de caminhos por condução e capacidades térmicas ou no uso de sistemas de isolamento (STARK, 2011). Além de serem projetados para controlar a energia sem entrada de potência, são geralmente de baixo custo, volume e peso, aspectos essenciais para os componentes de um nanossatélite (BATURKIN, 2005). Os principais sistemas passivos são: isoladores térmicos e tubos de calor.

Os isoladores térmicos, ainda segundo Baturkin (2005), servem como uma barreira para a irradiação, bloqueando a troca de calor no satélite. Normalmente são utilizados em dispositivos eletrônicos e baterias para manter a temperatura dos mesmos e na superfície externa do satélite. Com uma razão apropriada da absorvidade solar e da emissividade, o tipo *Multi Layer Insulation* (MLI), por exemplo, consiste em camadas múltiplas finas feitas de poliamida ou poliéster e é mais

apropriado para satélites maiores, visto que a eficiência é inferior à essa se acoplado em satélites de menor porte. O MLI, mostrado na Figura 4, também prevê uma certa proteção contra poeira cósmica e impacto de micrometeoros.

Figura 4 - *Multi layer insulation*

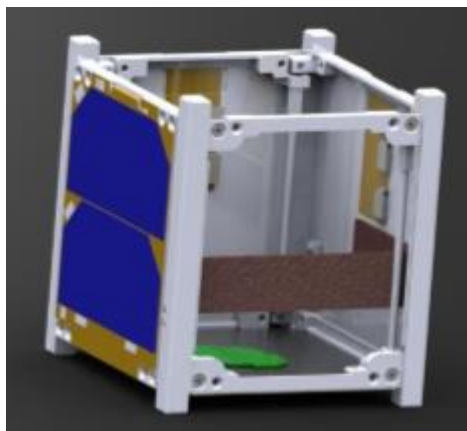


Fonte: <http://bronaerotech.com/product/31968/>.

Tubo de calor é um tipo passivo de dispositivo de controle térmico que é utilizado em grande escala nas aplicações aeroespaciais. Transporta energia de forma passiva através da mudança de fase de um fluido em seu interior. O fluido evapora com a absorção de calor da extremidade quente e move-se até a região fria do tubo, chamada de seção do condensador. Ao condensar, o fluido libera energia retornando ao estado líquido que é bombeado passivamente por um meio poroso através da capilaridade, recomeçando assim o ciclo. O tubo é ideal para ambientes hostis e de baixa disponibilidade energética. A Figura 5 mostra a configuração de um tubo de calor acoplado à lateral dos painéis solares do CubeSat.

Por fim, os mecanismos ativos de controle térmico que, apesar de serem mais precisos, requerem uma fonte de energia elétrica para operar. Geralmente são aquecedores e refrigeradores, e sua aplicação em nanosatélites é restrita por ocuparem um espaço maior ou consumirem muita energia (BATURKIN, 2005).

Figura 5 - Tubo de calor acoplado à um nanossatélite

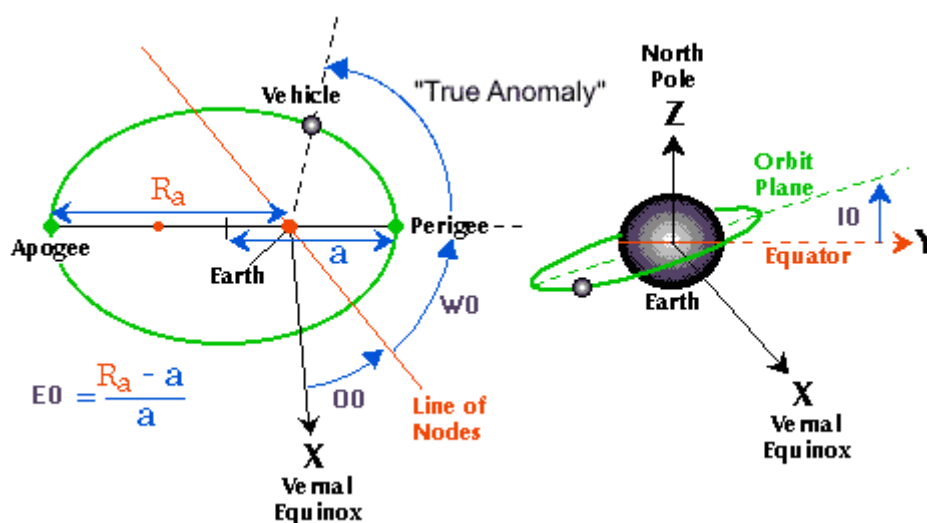


Fonte: (JUNIOR, 2017).

2.5 PARÂMETROS ORBITAIS

As características da órbita de um satélite definem as cargas térmicas aplicadas externamente a ele. Abaixo, a Figura 6 demonstra os principais parâmetros que interferem na análise do ambiente térmico. Esses são: altitude, excentricidade, o ângulo “ i ” entre o plano de órbita do satélite e do equador, o nó de ascensão e o argumento do apogeu. O argumento do apogeu é o ângulo entre o nó ascendente e o apogeu medido na direção do movimento.

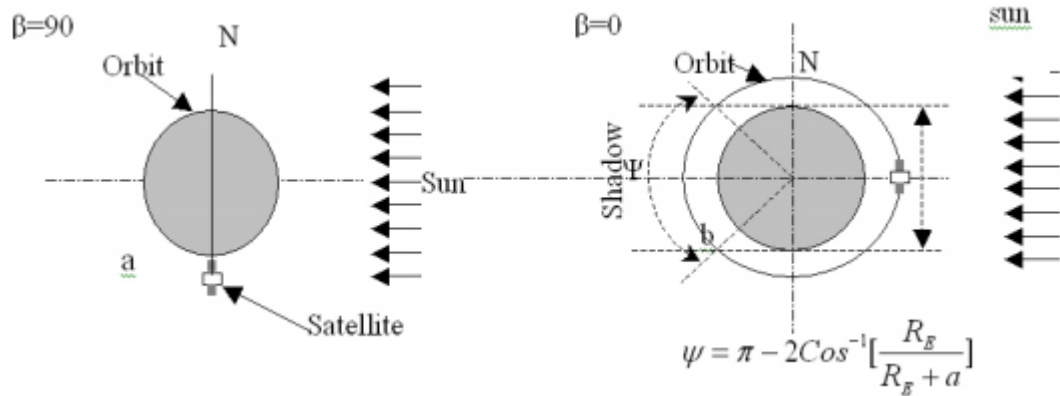
Figura 6 – Parâmetros orbitais



Fonte: <http://www.pe0sat.vgnet.nl/satellite/sat-information/tle/>.

Um parâmetro importante para análise térmica, que determina a fração de tempo em que a órbita experimenta eclipse e, portanto, por quanto tempo o satélite estará exposto à luz solar é o ângulo Beta. É definido como o ângulo mínimo entre o plano de órbita e o vetor solar de qualquer objeto orbitando a Terra, como mostra a Figura 7. Este, varia entre $+90^\circ$ e -90° dependendo da direção do satélite. Quanto maior for o ângulo Beta mais o satélite estará exposto à luz solar, podendo superaquecer se não for termicamente controlado. Quando o ângulo é menor, o satélite experimenta maior tempo de eclipse, podendo comprometer a operação dos componentes eletrônicos, visto que requerem uma certa quantidade de calor para mantê-los dentro do intervalo de funcionamento. Assim, o ideal é adotar um intervalo de ângulo Beta no qual o satélite receba uma quantidade suficiente tanto de luz solar quanto de sombra.

Figura 7 - Posição do satélite para duas configurações de órbita



Fonte: Abouel-Fotouh (2006).

Segundo Martínez (2018), o período de eclipse depende do período da órbita já definido anteriormente, do ângulo beta, da altitude relativa e da excentricidade da órbita. Para órbitas circulares, o período de eclipse relativo $\frac{T_e}{T_0}$, definido pela razão entre o período de eclipse T_e e o da órbita T_0 e o ângulo em que o satélite entra na região de eclipse, ϕ_{es} , são determinados sabendo que a altitude relativa, h , é igual a razão entre a altitude da órbita H e o raio da Terra R_E , 6371 km, e que o ângulo beta é determinado pela fórmula abaixo. O ângulo de saída da região de eclipse é dado por ϕ_{ee} .

$$\beta < \beta_{m\acute{a}x} = \frac{\pi}{2} - \arccos \frac{1}{1+h} \quad (8)$$

$$\frac{T_e}{T_0} = \frac{1}{\pi} \arccos \left(\frac{\sqrt{2h+h^2}}{(1+h)\cos\beta} \right) \quad (9)$$

$$\phi_{es} = \pi \left(1 - \frac{T_e}{T_0} \right) \quad (10)$$

$$\phi_{ee} = 2\pi - \phi_{es} \quad (11)$$

Os parâmetros mais importantes na simulação das condições térmicas do satélite foram definidos de acordo com a missão do projeto NIAC. A consideração feita neste caso é que o satélite esteja em uma órbita circular a 500 km da superfície da Terra, visto que o tempo de duração da missão será de 3 a 6 meses. A inclinação da órbita foi definida através dos requisitos da missão em 52° em relação ao Equador. A partir dos valores padrões da constante gravitacional e do raio da Terra, o semi-eixo maior da órbita 'a', a velocidade 'v' e o período 'P' são definidos, segundo Martínez (2018), como:

$$a_{miss\tilde{a}o} = R_{Terra} + h_{miss\tilde{a}o} \quad (12)$$

$$v = \sqrt{\frac{\mu_{Terra}}{a_{miss\tilde{a}o}}} \quad (13)$$

$$T_0 = 2\pi \sqrt{\frac{(R_E+h)^3}{\mu}} \quad (14)$$

2.6 MÉTODOS ANALÍTICOS PARA TRANSFERÊNCIA DE CALOR EM NANOSSATÉLITES

Análises térmicas geralmente são conduzidas por *softwares* comerciais que acoplam a análise computacional da dinâmica de fluidos (CFD) e o método dos elementos finitos (FEM). Este último, além da análise térmica, é também utilizado para a análise estrutural. Ainda que possuem diversas configurações e ferramentas que fornecem resultados detalhados, o desenvolvimento e implementação do código em um *software* como o *Matlab*, por exemplo, tem a vantagem na habilidade de otimizar o modelo para o caso em estudo atual. Existem limitações no CFD quando a aplicação é espacial pelo fato de a atmosfera ser rarefeita e o fenômeno de transferência de calor ser regulado principalmente pela condução e radiação. Além disso, as

ferramentas disponíveis possuem licenças, sendo mais utilizadas para análise de satélites de maior porte que geralmente são realizadas através de *softwares* comerciais, como por exemplo, “ESATAN-TMS”, “ANSYS” e “NASTRAN” (MARTÍNEZ, 2018).

A ênfase analítica, segundo Tsuyoshi et al. (2014), discretiza o problema através da análise nodal, a qual é a mais utilizada em estudos de satélites. O procedimento de análise térmica considera dois conceitos a fim de manter a temperatura do satélite equilibrada: (1) reduzir a variação da temperatura usando a capacidade térmica do satélite como um todo e (2) reduzir a variação da temperatura na parte interna da estrutura, onde os componentes mais sensíveis estão alocados. O primeiro conceito aprimora a transferência de calor entre componentes e estruturas por condução e radiação. Já o segundo, isola a transferência de calor entre as estruturas internas e externas por condução.

O autor Martínez (2018), por exemplo, avalia o modelo térmico de um nanossatélite a 300 km de altitude em uma órbita circular no plano orbital da Lua. De forma analítica e através dos métodos dos nós, o CubeSat é dividido em 11 nós. Cada um deles, portanto, caracteriza-se por uma equação que leva em consideração as fontes de calor atuantes na estrutura do satélite e as potências emitidas pelo próprio ao espaço ou às demais faces. O resultado mostra a evolução da temperatura no estado periódico da função dado pela condição inicial de 300 K. Por fim, o autor conclui que a face sujeita à maior quantidade de calor, deve ser coberta com um material de baixa emissividade a fim de minimizar esta carga.

Os autores Bulut, M. e Sozbir, N. (2014), também de forma analítica, apresentam o sistema térmico de um CubeSat em uma altitude de 600 km e 98° de inclinação. A análise foi feita para diferentes altitudes, variando de 500 a 2000 km e considerando dois casos extremos: o satélite exposto à máxima luz solar e o caso frio, onde o satélite experimenta a maior parte da órbita em eclipse. Como objetivo, os autores encontram a distribuição da temperatura nos painéis da superfície do nanossatélite para que possam ser combinados da melhor forma. A combinação destes painéis é determinante em diferentes altitudes pela seleção da camada de isolamento aplicada à estrutura do nanossatélite. O resultado mostrou que a temperatura

variou de -35 a 40°C , garantindo o bom funcionamento dos equipamentos eletrônicos, exceto da bateria no caso frio. Assim, os autores recomendaram uma análise mais detalhada, aumentando a quantidade de nós por face além do acoplamento de um pequeno aquecedor para controlar as baixas temperaturas em que a bateria foi submetida.

Tsai (2014), usou um modelo térmico matemático geral para um satélite que consiste em combinar a transferência de calor por condução e radiação com as fontes quentes e fria do ambiente espacial como condições iniciais. Ele também afirma que o método analítico simples não garante uma análise detalhada e que requer a análise através do método geral para as fases de testes, o que mostra a importância da combinação dos métodos analítico e numérico quando se trata de um projeto detalhado.

3 METODOLOGIA

O principal objetivo desse trabalho é a análise de forma transiente da variação térmica ao longo de uma órbita em nanossatélites de 1U e 6U. O equacionamento da transferência de calor é feito segundo Lavine, Incropera e Bergman (2006), levando em consideração todas as fontes de calor externas e internas. Com base no método adotado por Martínez (2018), o modelo matemático térmico utiliza o programa *Matlab* e é composto de um número de regiões discretas onde os gradientes de temperatura podem ser negligenciados e são representadas por nós. Cada nó é caracterizado pela temperatura, capacidade térmica, dissipação térmica e por interfaces de radiação e condução com os nós vizinhos, resultando em uma equação por nó. Como a estrutura é complexa, algumas simplificações foram realizadas a fim de que os resultados sejam mais precisos, como por exemplo, a análise apenas dos nós mais críticos do satélite.

3.1 PROJETO TÉRMICO

Ainda que existam diferentes maneiras de elaborar o projeto de um sistema térmico, os passos mais comuns a serem seguidos estão mostrados no diagrama da Figura 8.

O primeiro passo consiste em identificar, principalmente, os componentes mais sensíveis que integram a plataforma ou carga útil de um satélite. No presente projeto trata-se de uma fonte de laser e uma célula de baterias. Define-se também a geometria e dimensões do satélite, assim como a missão, órbita e especificações da carga útil. Através dos materiais escolhidos, identifica-se as propriedades termodinâmicas e termo-ópticas da superfície do satélite através dos materiais escolhidos. Além disso, os requisitos térmicos estabelecidos pela missão são definidos de acordo com a conservação da energia.

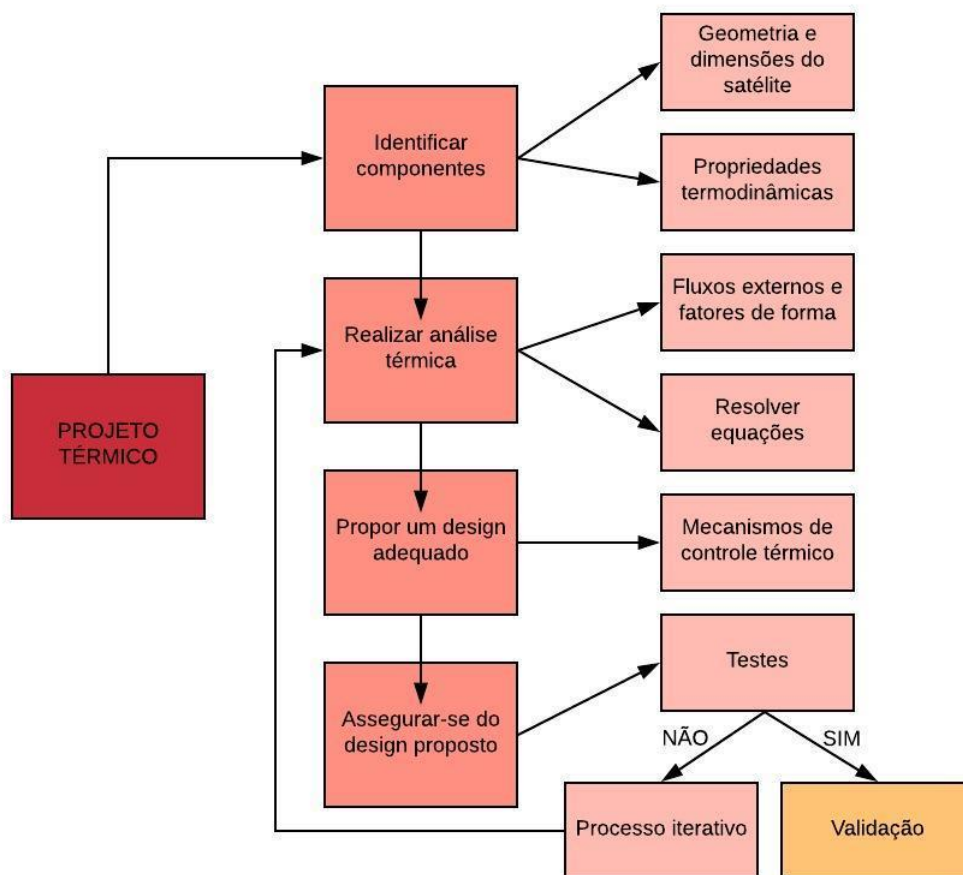
Em seguida, realiza-se a análise térmica a qual consiste em determinar o campo de distribuição de temperatura. Este, depende das cargas térmicas que atuam na estrutura e que influenciam a troca de calor entre o satélite e o ambiente espacial. Os valores dos fatores de forma são determinados de acordo com a geometria de cada componente e com o equacionamento de configurações padrão da estrutura. Para as características não especificadas, assume-se valores padrão. Ao definir os casos térmicos mais críticos, é feito um modelo matemático térmico para simulação. Nas primeiras fases, basta um modelo analítico. O modelo numérico é necessário quando a análise deve ser detalhada, podendo ser utilizado como parâmetro na análise da acurácia da solução obtida.

A partir do modelo matemático resolvido, propõe-se uma solução básica de mecanismo de controle térmico a ser integrada no satélite, dimensionando-o, seja um tubo de calor, um radiador ou aquecedor. Ao identificar interações do sistema térmico com os demais presentes no satélite, propõe-se também o aprimoramento da solução básica a fim de iterar, com os novos valores de entrada dos outros subsistemas, propondo solução aos novos problemas.

A etapa final do projeto caracteriza-se pela verificação do projeto como um todo. Diagnósticos de controle térmico a bordo são feitos para monitorar a operação

durante os testes e as operações de voo com o objetivo de detectar qualquer comportamento anormal. Caso as previsões tomadas e os testes não forem satisfatórios, recomenda-se refinar o projeto através do processo iterativo.

Figura 8 - Representação do projeto de um sistema térmico



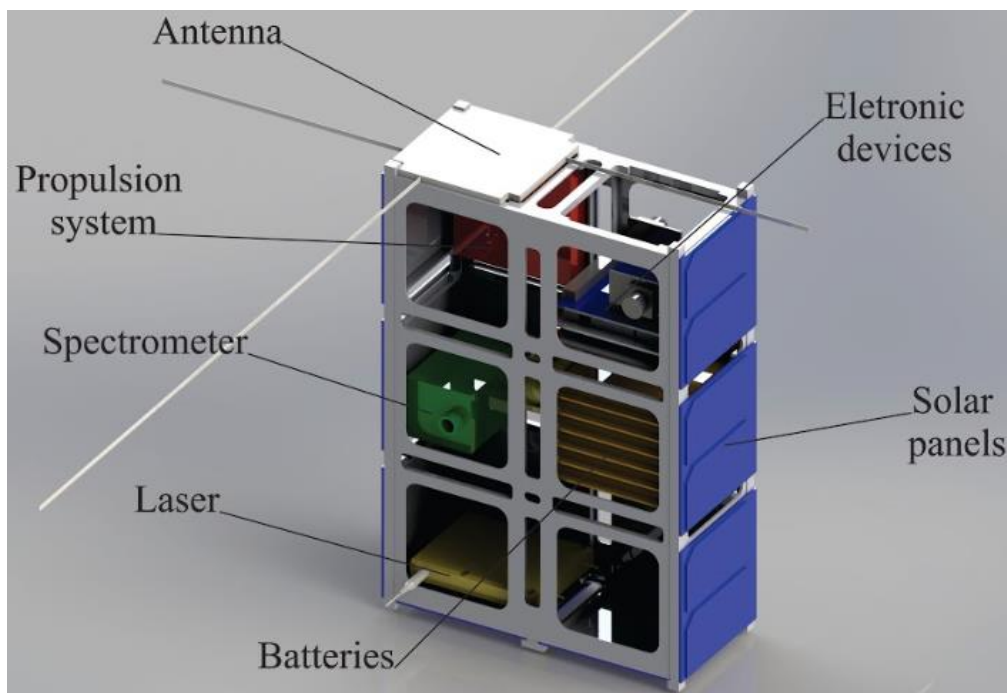
Fonte: Autor (2018).

3.1.1 Características dos satélites

Primeiramente, a configuração 1U é apresentada. O CubeSat é de tamanho padrão 10 x 10 x 10 cm composto por estruturas metálicas cujas faces externas têm painéis solares acoplados, admitindo-se emissividade e absorvidade iguais a 0.7. Neste caso, considera-se apenas o modelo de um nó, sendo este central ao satélite. Portanto, as parcelas de radiação interna serão desprezadas de forma que apenas há interação do nó central com o ambiente espacial.

Neste presente estudo, a configuração do satélite da análise mais detalhada tem dimensão 6U, a qual utiliza os mesmos valores para a emissividade e absorvidade mencionados acima. A representação do nanossatélite na Figura 9 é um esboço conceitual do projeto proposto pelo prof. Gary Huhges. As especificações padrão dos nanossatélites possuem limitações quanto ao tamanho, massa e duração da missão, os componentes são restritos e de potência relativamente baixa. A estrutura é feita toda de alumínio com 1 mm de espessura e as faces expostas ao sol são cobertas de painéis solares de espessura igual a 0,5 mm, área efetiva de 90% e eficiência elétrica de 20%. A face exposta como frontal na Figura 9 é virada para a Terra, desconsiderando *spin*. As dimensões, portanto, são de 20 x 30 x 10 cm e o peso cerca de 10 kg. Os subsistemas presentes são: (1) Antena para o controle de atitude do tipo passivo, (2) Dispositivos eletrônicos, (3) Painéis solares e baterias, (4) Laser e espectrômetro como carga útil principal e (5) Sistema de propulsão.

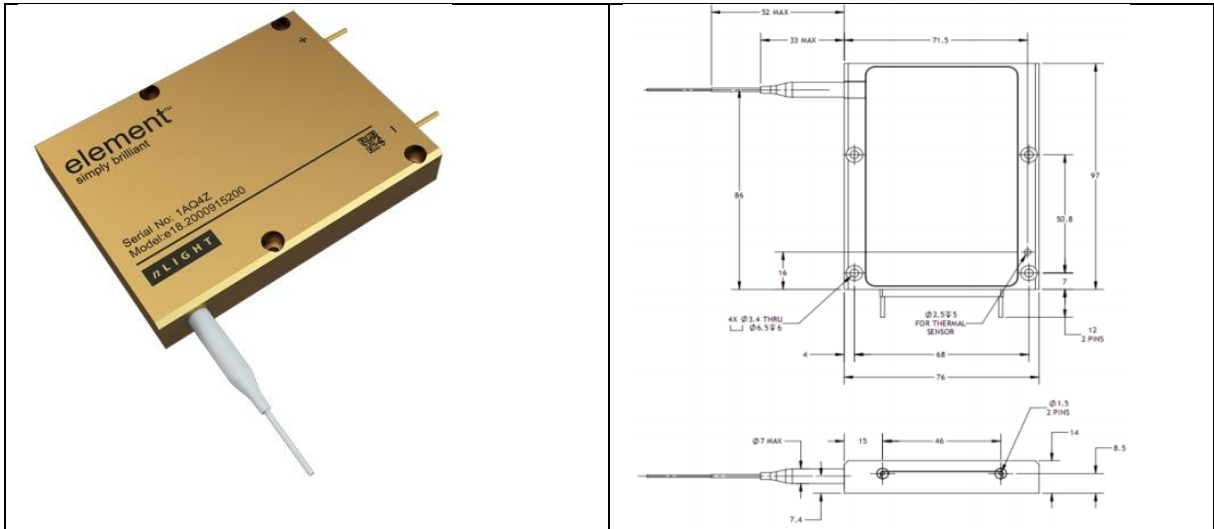
Figura 9 - Configuração do satélite 6U



Fonte: Autor (2018).

Tendo o laser como o subsistema mais crítico do satélite em questão de energia, será realizado também o estudo da transferência de calor incluindo sua geração interna. O laser escolhido para o projeto, representado na Figura 10, é um *laser element e18* de diodo acoplado em fibra da *nLight* que oferece potência de até 200 W a partir de uma fibra de 200 μm . As dimensões da placa, do laser, assim como as propriedades térmicas, mecânicas, elétricas e ópticas foram retiradas do descritivo do equipamento, fornecido pelo site da empresa e também são mostradas na Figura 11. Os valores de interesse para os cálculos são: dimensões da placa/laser, resistência térmica, temperatura de operação e geração de calor.

Figura 10 - Laser



Fonte: nLIGHT (2018).

Figura 11 – Propriedades do laser

	Units	Lower Spec	Typical	Upper Spec
Optical				
CW Output Power (in fiber)	W		220	
CW Output Power (as measured)	W	191	212	
Wavelength Centroid	nm	910.0	915.0	920.0
Spectral Width (FWHM)	nm		4.9	7.0
Power within 0.18 NA	%		95	
Fiber Core / Clad Diameter	µm		200 / 220	
Fiber NA / Index Type	-		0.22 NA / Step Index	
Electrical				
Electrical-to-Optical Efficiency	%		46	
Threshold Current	A		0.7	
Operating Current	A		15.0	15.0
Operating Voltage	V		31.8	33.4
Mechanical				
Mass	g		510	
Fiber Length	m	1.5	2	
Active Fiber Bend Radius	mm	35		
Fiber Jacketing	-		900 µm Hytel Loose Tube Buffer	
Fiber Termination	-		FPT	
Thermal				
Thermal Resistance	°C / W		0.2	
Waste Heat	W		257	
Operating (Housing) Temperature ^{2,3}	°C		+30	
Wavelength Temperature Coefficient	nm / °C		0.32	
Wavelength Current Coefficient	nm / A		1.1	

Fonte: nLIGHT (2018).

Ressaltando que o objetivo do controle térmico é garantir que todos os componentes estejam dentro da faixa de temperatura de operação requeridas, a

Tabela 1 mostra a faixa de temperatura segundo a especificação de cada dispositivo escolhido para equipar o nanossatélite de 6U do projeto NIAC.

Tabela 1 - Temperatura de operação dos componentes eletrônicos

Componentes	Potência máxima [W]	Temperatura de operação [°C]
Argus 1000 Infrared Spectrometer	1,4	-20 a 40
Laser	400	-20 a 70
CubeWheel Medium	0,18	-40 a 125
Nanosatellite Micropropulsion System	2	-20 a 70
Cube ADCS	1	-10 a 60
UHF downlink/VHF uplink Full Duplex Transceiver	4,48	-20 a 60
Deployable turnstile antenna system	2	-20 a 60
CubeSense	0,36	-10 a 70
On board computer	0,55	-25 a 65
Electrical Power System P1u "vasik"	0,015	-40 a 85
Total (sem laser)	12,0	
Total (com laser)	412	

Fonte: nLIGHT (2018).

3.1.2 Modelo da órbita

A Tabela 2 mostra os valores utilizados como modelo de órbita para o projeto térmico que foram calculados segundo a formulação apresentada por Martínez (2018) e com os dados fornecidos pelo projeto NIAC. A velocidade do satélite e a altitude da órbita são representados pela Figura 12 e o ângulo beta pela Figura 13. A região de eclipse dada pelos ângulos ϕ_{es} e ϕ_{ee} é mostrada na Figura 14.

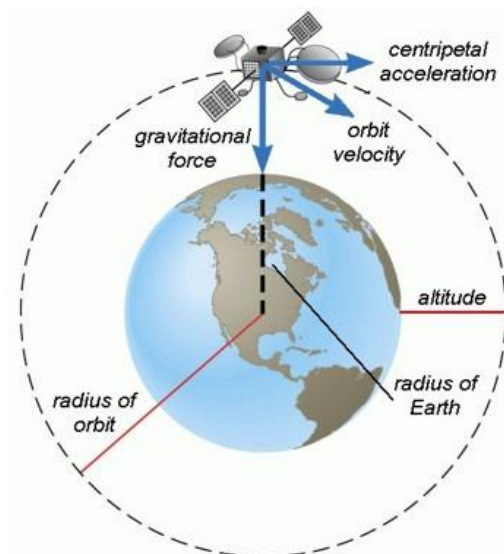
Tabela 2 -Dados da órbita do satélite.

Altitude (H)	500 km
Altitude relativa (H/R_E)	0,078
Inclinação (i)	52°
Semi-eixo maior (a)	6871 km
Ângulo beta (β)	67°
Velocidade (v)	7,6 km/s
Período (T_0)	5668 s
Período de eclipse relativo (T_e/T_0)	0,31

Período de eclipse (T_e)	1757 s
Ângulo de entrada – eclipse (ϕ_{es})	2.16 rad
Ângulo de saída – eclipse (ϕ_{ee})	4.12 rad

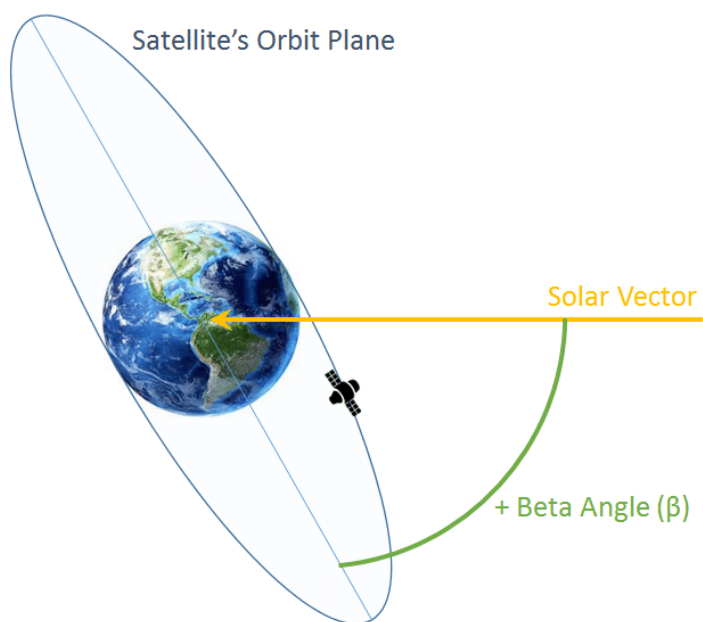
Fonte: Autor (2018).

Figura 12 – Representação da velocidade do satélite e da altitude da órbita



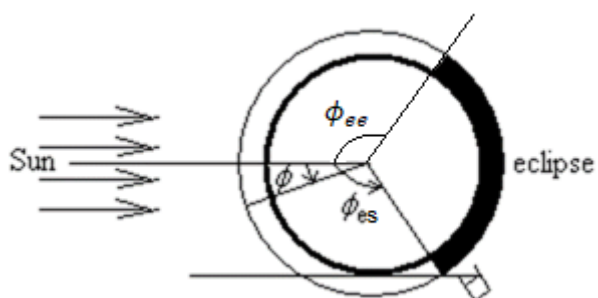
Fonte: <http://www.qsstudy.com/physics/orbital-velocity>.

Figura 13 – Representação do ângulo beta



Fonte: Nogueira (2017).

Figura 14 – Representação da região de eclipse



Fonte: Autor (2018).

3.2 MODELO ANALÍTICO TÉRMICO

O modelo aproximado do sistema térmico em satélites podem ser, no que diz a respeito ao tempo, espaço e discretização de parâmetros, contínuo para modelos

analíticos simples, discretizado em rede de nós ou de natureza estatística, o qual computa trocas radiativas. Ele baseia-se tanto na definição das fontes de calor externas e internas que atuam no satélite, quando em parâmetros orbitais para que a temperatura média possa ser estimada. Nesse estudo, o modelamento analítico será abordado de duas maneiras: considerando a geração de calor interna nula, ou seja, a condutividade é infinita, não há troca de calor entre os componentes internos e, no segundo caso, considerando que há trocas de calor por radiação entre partes principais do interior do satélite.

No primeiro caso, a análise é feita para as duas configurações de nanossatélites, 1U e 6U. A utilização do padrão 1U foi adotada devido à variedade de dados na literatura, que permite comparação com os resultados obtidos. No segundo caso, apenas um segmento da configuração 6U foi modelada, com geração interna, sendo o laser a principal fonte.

3.2.1 TRANSFERÊNCIA DE CALOR NO SATÉLITE

No estudo do sistema de controle térmico de um satélite, geralmente, considera-se que a massa do sistema não varia, tanto para o satélite como um todo quanto para a análise de cada um dos componentes. Sendo assim, o balanço de energia refere-se a um sistema fechado, $\frac{dE}{dt} = \dot{Q} - \dot{W}$, onde a energia armazenada é basicamente toda devido à variação de temperatura, $\frac{dE}{dt} = mc_p \frac{dT}{dt}$. (MARTÍNEZ, 2018). A lei da conservação da energia estabelece que a quantidade total de energia em um sistema isolado permanece constante. A análise dá-se por regime transiente, visto que a distribuição da temperatura e outras quantidades térmicas variam em um período de tempo.

Segundo Lavine, Incropera e Bergman (2006), a taxa de calor \dot{Q} se refere à quantidade líquida de energia transferida para dentro da fronteira do sistema por transferência de calor na forma de condução, convecção e radiação, sendo este último o efeito mais complexo no controle térmico espacial. A taxa de trabalho, \dot{W} , representa a potência líquida de energia transferida para fora do sistema, podendo ser em forma

de energia elétrica através de aquecedores e painéis solares, de energia eletromagnética através de lasers e antenas ou de forma mecânica como o atrito de fricção.

Como já citado anteriormente, a temperatura de um satélite depende da influência das seguintes fontes de calor: solar (Q_{solar}), albedo (Q_{albedo}), terrestre (Q_{IR}), radiação (Q_{rad}) e a emitida pelos componentes (Q_{gen}). O termo (Q_{out}) contabiliza a energia dissipada do satélite para o ambiente espacial. Assim, o balanço de energia entre o calor recebido das fontes internas e externas e o calor irradiado para o espaço tem a seguinte forma:

$$mc \frac{dT}{dt} = Q_{solar} + Q_{albedo} + Q_{IR} + Q_{gen} - Q_{out} \quad (15)$$

O fluxo de calor solar assumido como fonte externa é uma fração da constante solar cujo valor padrão é de $Q_s = 1367 \text{ W/m}^2$ e que depende da área projetada A_p na direção normal dos raios incidentes do sol e da absorvidade α das superfícies externas em relação ao espectro solar. Ainda que uma parcela solar seja transferida ao satélite, uma parte dessa gera eletricidade nos painéis solares: $\eta F_p Q_s A_{frontal}$. Quando em eclipse, $Q_s = 0$. Para $\beta \leq \pi/2$ e o fator de forma de eclipse F_e equivalente a 0 quando em eclipse e 1 quando está exposto ao Sol.

$$Q_{solar} = \alpha A_p Q_s F_e \quad (16)$$

A taxa de albedo absorvida pelo satélite é modelada como:

$$Q_{albedo} = \alpha A_b F_{b,p} \alpha_{albedo} Q_s F_a \quad (17)$$

onde A_b a área da base do satélite, $F_{b,p}$ o fator de forma e α_{albedo} o coeficiente de albedo representando a radiação solar refletida da Terra, valor que varia de acordo com as características da superfície da Terra, como o tipo da vegetação, a presença

de nuvens e outros. Assim como a taxa solar, uma parcela também gera eletricidade nos painéis solares: $\eta F_p Q_s \alpha_{albedo} F_{b,p} A_{frontal}$. Neste caso, o coeficiente segue os valores apresentados na Tabela 3 que relaciona esse coeficiente com o período e a inclinação da órbita especificada. Para órbitas acima de 320 km de altitude, a posição do satélite na órbita ϕ influencia a parcela de albedo, cuja dependência é dada pelo ângulo de entrada em eclipse ϕ_{es} , fator de forma de eclipse F_e e o ângulo beta β :

$$F_a = \left(\frac{1 + \cos\phi}{2}\right)^2 \left[1 - \left(\frac{\phi}{\phi_{es}}\right)^2\right] \cos\beta F_e \quad (18)$$

Tabela 3 - Valores para o coeficiente de albedo e de irradiação terrestre

Sensibilidade da superfície	Tempo da órbita	Inclinação					
		0° - 30°		30° - 60°		60° - 90°	
		Albedo	IV [W/m ²]	Albedo	IV [W/m ²]	Albedo	IV [W/m ²]
Albedo e infravermelho	16 s	0,30	298	0,31	267	0,32	263
	128 s	0,29	295	0,30	265	0,31	262
	896 s	0,28	291	0,28	258	0,28	259
	30 min	0,26	284	0,28	261	0,27	2690
	90 min	0,24	275	0,26	257	0,26	244
	6 h	0,21	264	0,24	248	0,24	233
	24 h	0,20	260	0,24	247	0,23	232

Fonte: (GILMORE, 2002).

Outra fonte de calor externa que influencia na temperatura do satélite é a emissão de calor da Terra, planeta no qual o satélite orbita. A Terra emite radiação térmica proporcional à quarta potência da própria temperatura, enquanto o satélite emite radiação na mesma proporção de forma que a pequena contribuição da temperatura do espaço ($T_\infty = 2,7 K$) é negligenciada, sendo representados, respectivamente, por Q_p e Q_{out} .

$$Q_p = \alpha A_b F_{b,p} \varepsilon_p \sigma T_p^4 \quad (19)$$

$$Q_{out} = A_b \varepsilon_b \sigma T_b^4 \quad (20)$$

onde os índices 'b' e 'p' indicam a superfície do satélite e a Terra.

O fator de forma presente na taxa de irradiação e albedo, $F_{b,p}$, é a fração de radiação que deixa uma superfície e intercepta outra. A Terra é a emissora e pode ser aproximada a uma esfera, sendo ela muito maior que o satélite. Logo, segundo Martínez (2018), o cálculo do fator de forma é dado por:

$$F_{b,p} = \frac{1 - \sqrt{1 - \frac{1}{h^2}}}{2} \quad (21)$$

$$h = \frac{H + R_E}{R_E} \quad (22)$$

onde R_E é o valor do raio da Terra, 6371 km, e H a altitude da missão considerada.

Neste estudo, a parte de calor gerada internamente é estudada no segundo caso apenas, quando a presença do laser é levada em consideração. Sendo assim, a geração de calor é nula quando a condutividade é infinita, $Q_{gen} = 0$.

Logo, expandindo a equação da energia em termos de parâmetros termodinâmicos e geométricos e desprezando os termos de trabalho mecânico e elétrico, tem-se que:

$$mc_p \frac{dT}{dt} = Q_{solar} F_e(\phi) + Q_{albedo} F_a(\phi) + Q_p - Q_{out} \quad (23)$$

$$mc_p \frac{dT}{dt} = \alpha A_p Q_s \cos \beta F_e(\phi) + \alpha A_b F_{b,p} \alpha_{albedo} Q_s F_a(\phi) + \alpha A_b F_{b,p} \varepsilon_p \sigma T_p^4 - A_b \varepsilon_b \sigma T_b^4 \quad (24)$$

A partir da equação acima, encontra-se a solução da distribuição da temperatura ao longo da órbita. Por ser uma equação diferencial ordinária de primeira ordem no tempo, adota-se a condição inicial de 300 K e por algum método numérico, como por exemplo Runge-Kutta, o transiente decai até que solução periódica se estabeleça. Esse procedimento é realizado utilizando o software Matlab.

3.2.2 Modelo de um nó

Ao assumir que o satélite todo é um nó central, encontra-se a temperatura deste ao longo da órbita através do balanço de energia, que deve ser resolvido numericamente devido as não linearidades presentes nos termos de fator de forma. A análise linear do padrão 1U e do 6U considera a Equação 24, vista anteriormente.

Foi visto também que, para órbitas de baixa altitude, as cargas térmicas seguem um caminho de valor máximo e mínimo que dependem da posição do satélite na órbita, podendo aproximar a solução de um módulo cosseno. (MARTÍNEZ, 2018). Sabe-se que a temperatura não varia muito mais que 10 K em cada ponto da órbita, portanto, a solução da equação da energia pode ser linearizada resultando em uma solução periódica:

$$T(\phi) = T_m + T_a \cos(\phi - \varphi) \quad (25)$$

onde T_m é a temperatura média, T_a é a amplitude de oscilação da temperatura e φ o ângulo de fase.

As expressões de cada termo são encontradas ao substituí-los na equação principal da transferência de calor, linearizando o termo T^4 e expandindo as combinações das funções trigonométricas temos que:

$$T_m = \left[\frac{F_{b,p} \varepsilon_{b,p}}{F_{b,\infty}} T_p^4 + \frac{\alpha_s A_p Q_s + \alpha_s A_b Q_s F_{b,p} \alpha_{albedo}}{2 \varepsilon_b A_b F_{b,p} \varepsilon_p \sigma} \right]^{\frac{1}{4}} \quad (26)$$

$$\varphi = \arctan \frac{\pi mc}{2\varepsilon_b A_b F_{b,\infty} \sigma T_m^3 T_0} \quad (27)$$

$$T_a = \frac{\alpha_s A_p Q_s + \alpha_s A_b Q_s F_{b,p} \alpha_{albedo}}{2 \left(\frac{2\pi mc \sin \varphi}{T_0} + \varepsilon_b A_b F_{b,\infty} \sigma 4 T_m^3 \right)} \quad (28)$$

3.2.3 Modelo de mais de um nó

A análise anterior contabiliza apenas a troca de energia do satélite com o ambiente espacial. O próximo passo, portanto, é refinar a análise térmica com um modelo de dois nós, o qual será feito apenas para a configuração 6U e está representado na Figura 15, que resulta na discretização espacial do satélite em duas partes com diferentes temperaturas. Visto que cada placa de painel solar do satélite pode ser dividida em dois nós, um para a face externa e outro para a interna, a complexidade aumenta de acordo com o tamanho do satélite em estudo, podendo comprometer a solução analítica, feita manualmente. Como vantagem, esse método permite considerar a troca de calor também entre partes do satélite, o que resulta em uma análise mais detalhada do projeto.

Um dos problemas do modelo térmico matemático é a não acurácia da solução inicial visto que vários dos parâmetros de entrada são definidos de forma preliminar. Sem a realização de testes específicos, adotam-se propriedades termo ópticas para os materiais do projeto que podem ser incertas.

A seleção dos nós a serem estudados leva em consideração, principalmente, àqueles que possuem contato com algum dispositivo eletrônico, como por exemplo, a bateria. São nós que, por comprometem mais o sistema térmico, devem ser analisados mais especificamente.

Figura 15 – Representação do 6U e discretização dos nós 1 e 2



Fonte: Autor (2018).

O balanço de energia térmica para um nó genérico 'i' em uma discretização de 'N' nós é escrita como:

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \sum Q_{i,j,input} \quad (29)$$

onde apenas fontes de calor são consideradas, porque a dissipação elétrica e eletromagnética são tratadas como fontes térmicas de acordo com a presença dos painéis solares. Portanto, o balanço de energia mais detalhado em relação aos termos de calor e à discretização do tempo tem a seguinte forma:

$$\begin{aligned}
C_i \frac{T_i^+ - T_i}{\Delta t} &= \sum_{j=0}^N Q_{ij} = Q_{int,i} + Q_{ext,i} \\
&+ \sum_{j=1}^N Q_{ij} \\
&= Q_{diss,i} + Q_{s,i} + Q_{a,i} + Q_{p,i} - Q_{\infty,i} + \sum_{j=1}^N Q_{cond,ij} \\
&+ \sum_{j=1}^N Q_{rad,ij}
\end{aligned} \tag{30}$$

onde C_i é a capacidade térmica total do nó 'i', T_i^+ e T_i são a temperatura do nó 'i' antes e depois de avançar um Δt no tempo. O termo de calor devido a dissipação elétrica $Q_{diss,i}$ é um dado do satélite adotado. O termo devido à dissipação eletromagnética do painel solar, $Q_{s,i}$ é computado na forma:

$$Q_{s,i} = (\alpha_s - \eta F_p) E_s A_{frontal}(t) F_e(t) \tag{31}$$

Para a parcela de albedo, tem-se a seguinte fórmula:

$$Q_{a,i} = (\alpha_s - \eta F_p) \rho_p E_s A_i F_{i,p}(t) F_a(t) \tag{32}$$

que ρ_p é o fator de albedo do planeta, $A_i F_{i,p}$ é parte da energia do planeta refletida na área do nó 'i' e F_a é o fator de albedo visto do satélite, sendo igual a 1 quando exposto diretamente à luz solar e igual a 0 quando em eclipse. O calor emitido pelo planeta próximo depende da emissividade do nó 'i' ε_i , que é considerada igual a absorvidade α_i , da emissividade do planeta, ε_p , da constante de Stefan-Boltzmann σ e da temperatura do nó 'i' T_i :

$$Q_{p,i} = \varepsilon_i A_i F_{i,p}(t) \varepsilon_p \sigma T_i^4 \quad (33)$$

A taxa de calor emitida pelo satélite para o espaço é computada desconsiderando a influência da temperatura do ambiente espacial, $T_\infty = 2.7$ K. Sendo assim, tem-se:

$$Q_{\infty,i} = \varepsilon_i A_i F_{i,\infty}(t) \sigma T_i^4 \quad (34)$$

Visto que o Sol e a Terra não são considerados como objetos nos quais a energia pode ser transferida e apenas atuam como fonte de calor, os fatores de forma dos nós 'i' relacionados ao espaço são iguais a 1, ou seja, $F_{i,\infty} = 1$.

Em seguida, analisa-se a transferência de calor entre os nós do satélite. A radiação interna contabiliza toda transferência de calor por radiação e condução que ocorre entre os componentes do satélite. Neste caso, os componentes atuam tanto como recebendo calor de fontes externas quanto emitindo e refletindo calor para os componentes vizinhos de acordo com as equações da radiação. Além disso, todos os componentes elétricos terão uma ineficiência elétrica de forma que uma fração da potência de operação destes seja perdida em forma de calor. Essa perda de calor é constantemente absorvida e emitida pelo componente. Como simplificação, considera-se que todo o calor dissipado de uma superfície é absorvido ou refletido pelas outras superfícies do satélite, permitindo assim que a radiação interna seja modelada como uma rede nodal.

A troca de calor por condução entre os nós a serem analisados pode ser escrita como:

$$Q_{cond,i} = \sum_{j=1}^N Q_{cond,ij} = \sum_{j=1}^N C_{ij} (T_j - T_i) = \sum_{j=1}^N \frac{k_{ij,eff} A_{ij,eff}}{L_{ij,eff}} (T_j - T_i) \quad (35)$$

onde C_{ij} é a condutância entre os nós que representa a resistência térmica à condução. $k_{ij,eff}$ é condutividade efetiva do material, $A_{ij,eff}$ a área efetiva da

transferência de calor e $L_{ij,eff}$ a distância efetiva entre os nós em análise. O cálculo das condutâncias deve ser feito manualmente, a parte da maioria dos pacotes comerciais de análise térmica, o que significa um peso adicional para os dados de entrada. Já a troca de calor entre nós devido à radiação é computada pela resistência térmica à radiação, R_{ij} , que coincide com a área vezes a o fator de forma em caso de que todas as superfícies dos nós são corpos negros:

$$Q_{rad,i} = \sum_{j=1}^N Q_{rad,ij} = \sum_{j=1}^N \sigma R_{ij} (T_j^4 - T_i^4) = \sum_{j=1}^N \sigma A_i F_{ij} (T_j^4 - T_i^4) \quad (36)$$

Assim, a equação que representa a transferência de calor em cada nó é dada por:

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_{s,i} + Q_{a,i} + Q_{p,i} + \sum_{j=1}^N C_{ij} (T_j - T_i) + \sum_{j=1}^N \sigma A_i F_{ij} (T_j^4 - T_i^4) - \varepsilon_i A_i \sigma T_i^4 \quad (37)$$

A partir de um valor inicial para a temperatura de cada um dos nós e um intervalo de tempo dado, as equações acima resultam na distribuição da temperatura de cada nó ao longo do tempo.

4 DESENVOLVIMENTO E RESULTADOS

O desenvolvimento do trabalho foi feito com base em duas análises principais. A primeira considera os padrões 1U e 6U sem computar a troca de calor interna do satélite e, a segunda, considera a presença do laser em um segmento do nanossatélite, além de considerar a radiação interna. Ao assumir condutividade infinita, analisa-se apenas a interação do próprio satélite com o ambiente espacial. No caso de dois nós, cada face tem uma equação resultante para modelar a transferência de calor. Além disso, o satélite tem como carga útil principal um laser que, em operação, tem o objetivo de esquentar um alvo frio a fim de detectar através do espectrômetro a composição molecular deste alvo, gerando uma carga térmica de 200 W. A verificação das temperaturas das placas em órbita será feita assumindo que o laser opera quando o satélite estiver na região de menor temperatura possível, ou seja, em eclipse.

Os cálculos e valores mostrados nesta seção dependem das propriedades térmicas e ópticas dos materiais presentes no satélite que são mostrados na Tabela 4, segundo Gilmore (2002). A estrutura feita em alumínio e o painel solar são os principais a serem considerados:

Tabela 4 - Propriedades dos principais materiais utilizados no satélite

	Alumínio	Painel Solar
Densidade [kg/m ³]	2700	2300
Calor específico [J/kgK]	900	700
Emissividade	0,4	0,7
Condutividade térmica [W/mK]	130	1,03
Capacidade térmica [J/K]	24,3	8,05

Fonte: Autor (2018).

4.1 RESULTADOS MODELO DE UM NÓ

Analisando a troca de calor apenas entre a estrutura do satélite e o ambiente espacial e considerando o satélite como um nó central, as equações resultantes para o cálculo da temperatura média do satélite ao longo da órbita são mostradas abaixo, sendo a primeira definida pelo método de um nó e a segunda por aproximação

senoidal. A primeira equação é dada pelo método numérico explícito, em que a solução calcula o estado do sistema num tempo posterior ao estado atual do sistema.

$$mc_p \frac{dT}{dt} = \alpha A_p Q_s \cos \beta F_e(\phi) + \alpha A_b F_{b,p} \alpha_{albedo} Q_s F_a(\phi) + \alpha A_b F_{b,p} \varepsilon_p \sigma T_p^4 - A_b \varepsilon_b \sigma T_b^4 \quad (38)$$

$$T(\phi) = T_m + T_a \cos(\phi - \varphi) \quad (39)$$

A seguir, a Tabela 5 mostra a temperatura média, a amplitude de variação e o ângulo de fase para as duas configurações.

Tabela 5 - Valores para o cálculo da aproximação senoidal

	1U	6U
Temperatura média [K]	310,4	320,6
Amplitude de variação [K]	37,2	44,9
Ângulo de fase [rad]	0,64	0.59

Fonte: Autor (2018).

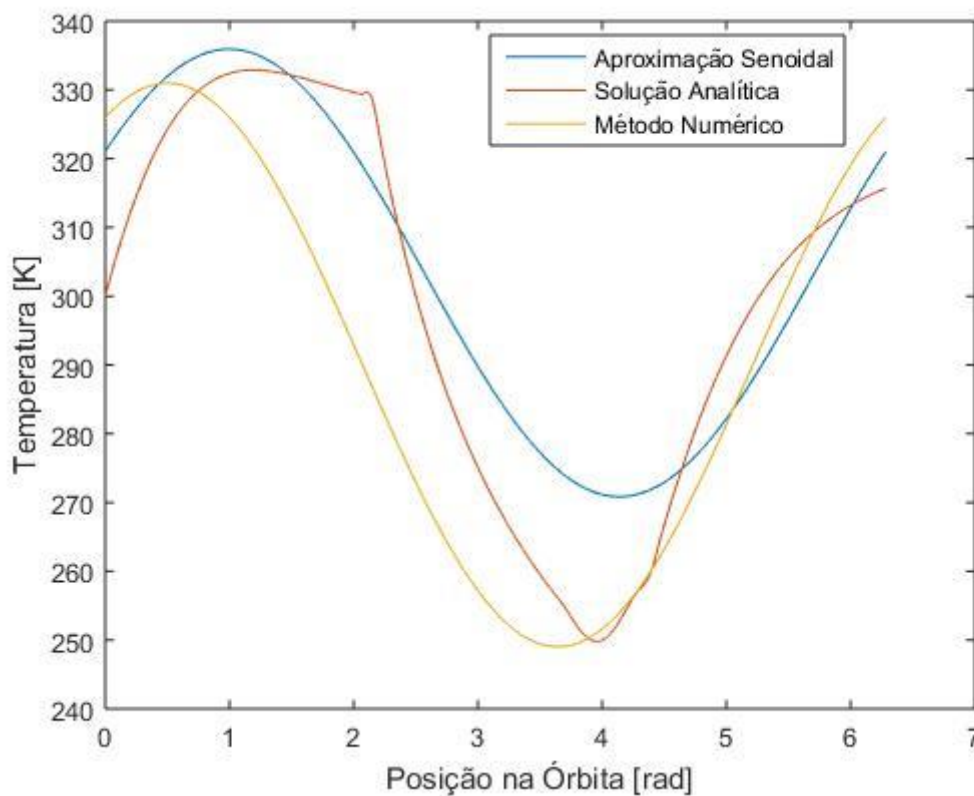
A Figura 16 mostra a variação de temperatura sem a geração interna ao longo de uma órbita para nanossatélite de 1U e 6U. O valor mínimo representa a parte da órbita em que o satélite se encontra em eclipse e a máxima, por consequência, representa a parte em que o satélite está totalmente exposto à luz solar. Para a configuração 1U, a temperatura, tendo como base a análise de aproximação senoidal, varia de -3 a 72°C.

Como verificação da solução, os dados obtidos analiticamente para a configuração 1U foram comparados com os obtidos através de simulação numérica, mostrados na Figura 16. O autor Filho (2015), modelou numericamente através do *software ANSYS* o sistema térmico do Floripasat, CubeSat padrão 1U desenvolvido pela Universidade Federal de Santa Catarina, considerando dois casos extremos: $\beta=0^\circ$ e $\beta=90^\circ$, sem e com eclipse, respectivamente. Como foi adotado apenas o valor

de $\beta=67^\circ$ para este trabalho e de forma que os resultados analíticos e numéricos sejam comparados, foi considerada a maior temperatura obtida para o caso quente e a menor para o caso frio do resultado numérico, computando a diferença total de temperatura no satélite. O caso numérico foi simulado para uma órbita de altitude de 650 km e diferentes valores foram assumidos para a emissividade, visto que cada placa e cada componente do satélite foi analisado separadamente. Por isso, alterou-se os valores assumidos analiticamente para que a comparação seja feita de forma coerente. Ainda que a aproximação senoidal apresente melhor resultado, conclui-se que a análise analítica se aproxima mais da numérica, isso porque as cargas são mais detalhadas e o caso numérico contabiliza todas as fontes atuantes, inclusive as internas. Assim, assume-se que a aproximação senoidal fica restrita apenas à projetos preliminares de nanossatélites, enquanto a analítica é recomendada para análises mais detalhadas.

Percebe-se também com a Figura 16, que a curva dada pela solução analítica sofre duas perturbações que não acompanham a curva. Essas são dadas em dois pontos da curva que dividem partes diferentes da órbita. Como o fator de forma foi definido em um número médio para cada parte da órbita, a diferença entre a última posição do satélite em uma parte e a primeira da próxima parte pode ser relevante alterando o valor de forma brusca e causando tal efeito. Recomenda-se, portanto, simular a solução para 5 ou mais órbitas, para encontrar a resposta quando o sistema entra em regime permanente, o que possivelmente anulará essas perturbações. Caso contrário, a troca do método utilizado deve ser levada em consideração. O efeito aparece também na Figura 17.

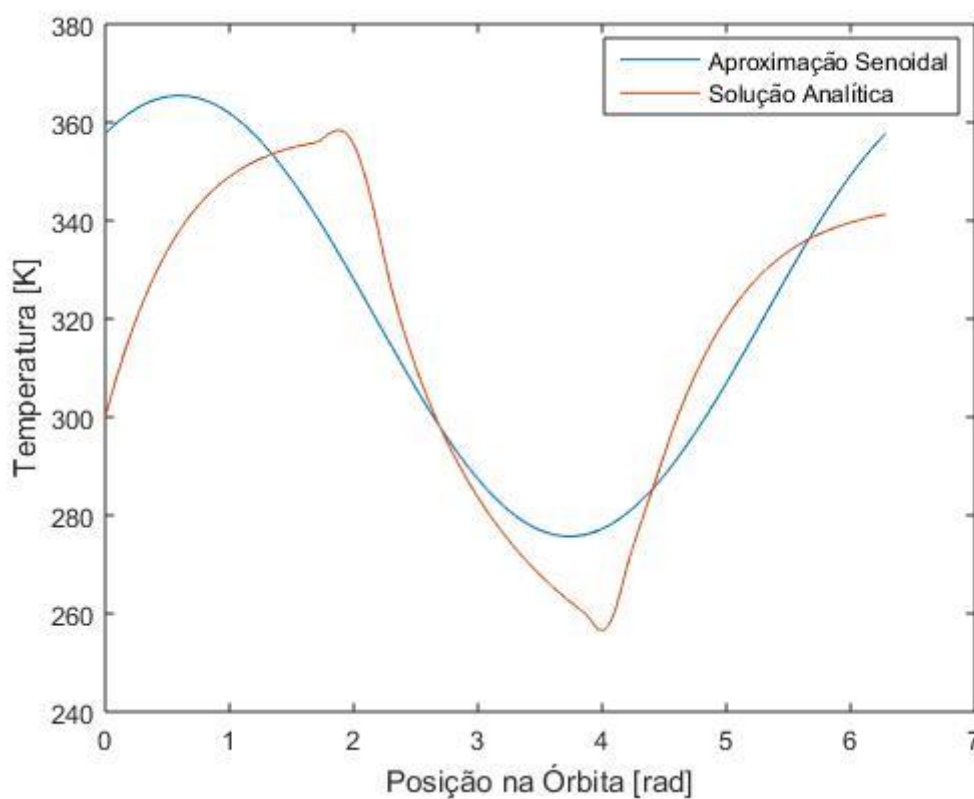
Figura 16 - Distribuição da temperatura ao longo da órbita sem geração interna – padrão 1U



Fonte: Autor (2018).

A Figura 17 apresenta a variação de temperatura para o modelo 6U. Como pode ser verificado, a temperatura varia entre 7 e 90°C. Desse modo, segundo a Tabela 1 que apresenta a temperatura de operação dos componentes utilizados no 6U, a maioria dos componentes terá seu funcionamento comprometido, o que demandará um mecanismo de controle térmico.

Figura 17 - Distribuição da temperatura ao longo da órbita sem geração interna – padrão 6U



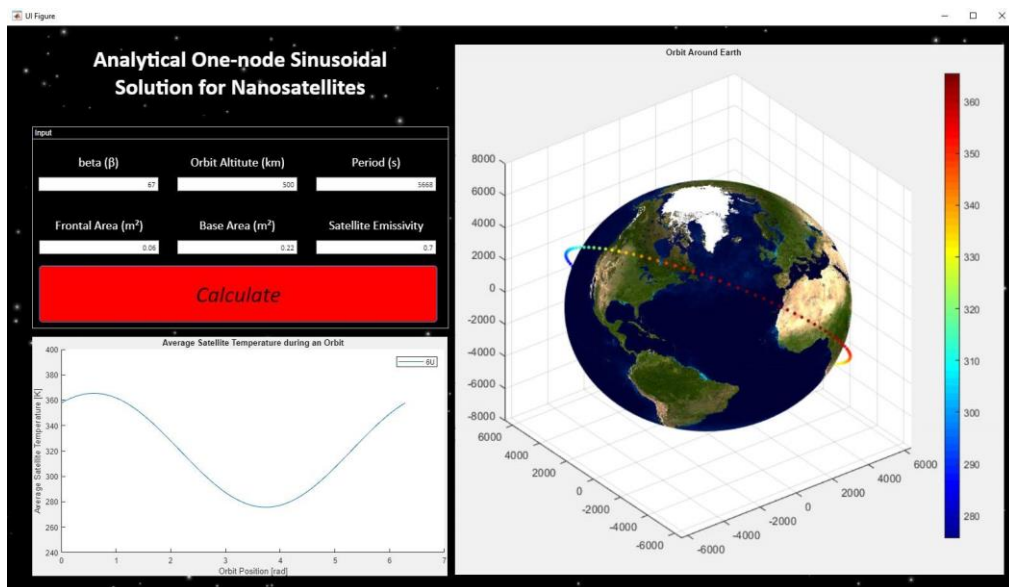
Fonte: Autor (2018).

Os resultados dados pela solução analítica e pela aproximação senoidal diferem-se principalmente no instante $t=0$. Como a solução analítica assume uma condição inicial, neste caso de 300 K, ela inicia a curva nesta condição. Ao aproximar a solução por uma senoidal, primeiro calcula-se a temperatura média e então a amplitude da variação. Portanto, não necessariamente começam na mesma temperatura de 300 K, apesar de a solução analítica se aproximar da senoidal depois de alguns minutos de órbita. Percebe-se também que as duas curvas não coincidem em todo ponto da órbita. Possivelmente pelas hipóteses adotadas na solução analítica, pois as cargas térmicas atuantes são mais detalhadas ao longo da órbita, considerando três regiões: antes do eclipse, durante o eclipse e depois do eclipse.

4.1.1 Interface para disponibilização *online*

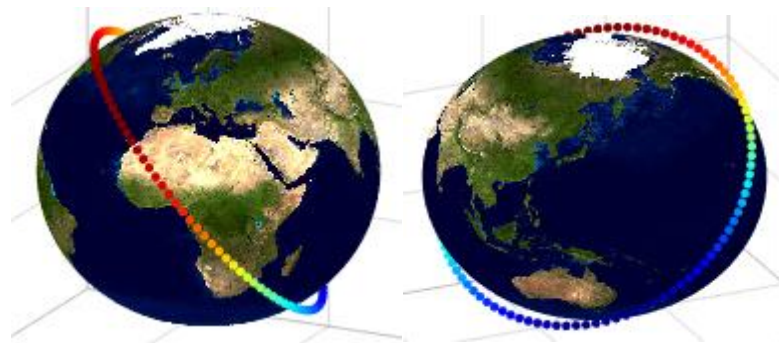
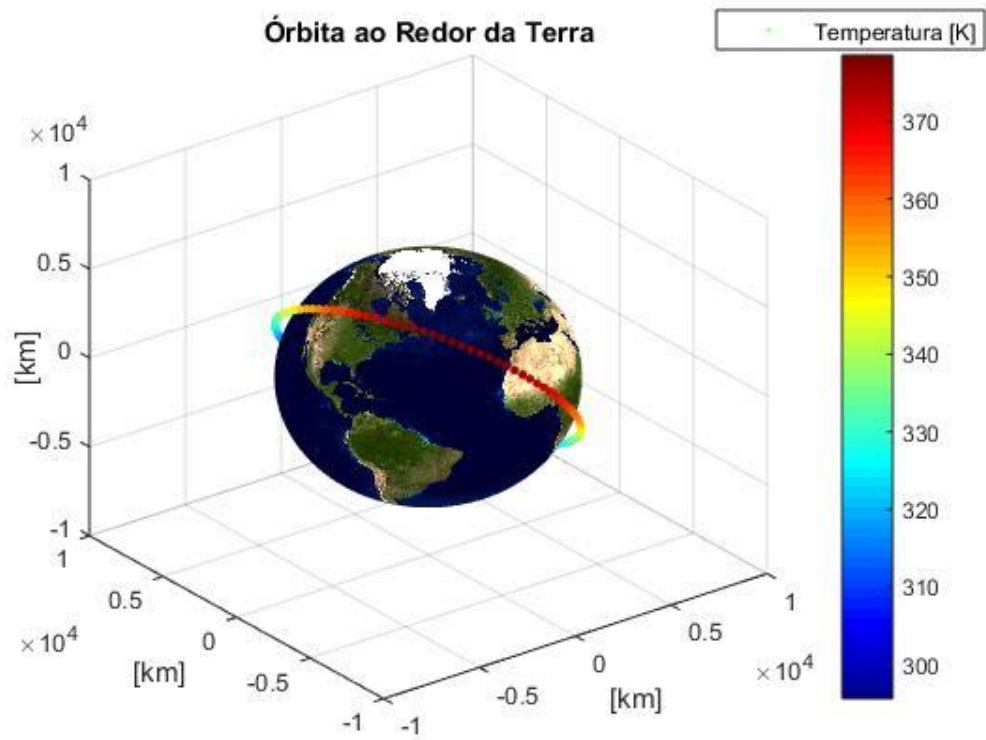
Devido à aproximação senoidal ser razoável, foi desenvolvida uma interface gráfica com o *App Designer* no *software Matlab* que será disponibilizada *online* com o objetivo de ser uma ferramenta auxiliar em projetos de nanossatélites, fornecendo uma estimativa inicial da variação de temperatura em um nanossatélite. As variáveis de entrada são dependentes da geometria do satélite em estudo e da missão adotada, como a altitude e o ângulo beta. Como saída, a interface gera o gráfico com a distribuição da temperatura de acordo com a posição do satélite na órbita e, de forma mais didática, a simulação da órbita ao redor da Terra, como mostra a Figura 18. O resultado apresentado na Figura 19 foi o mesmo feito anteriormente para a configuração 6U.

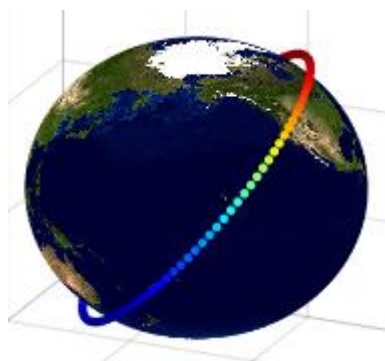
Figura 18 - Interface gráfica – software Matlab



Fonte: Autor (2018).

Figura 19 - Método gráfico para variação de temperaturas



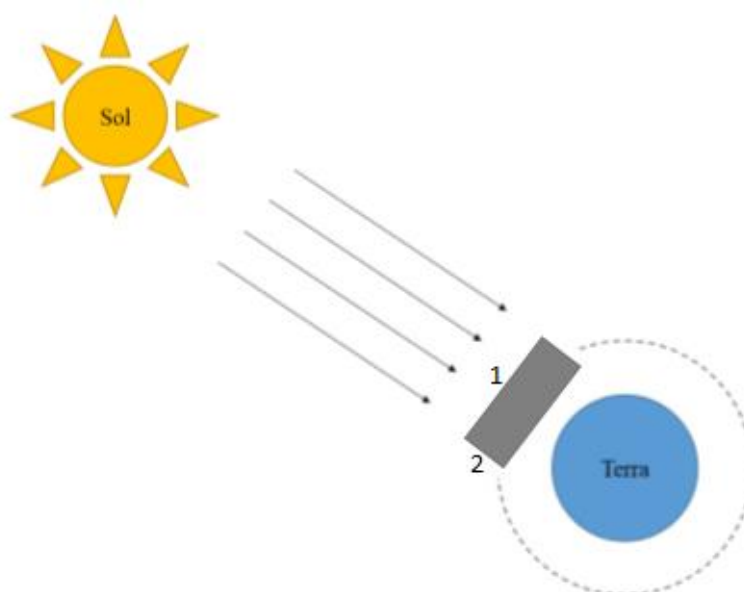


Fonte: Autor (2018).

4.2 RESULTADOS MODELO DOIS NÓS PARA A CONFIGURAÇÃO 6U

A fim de detalhar mais o sistema térmico, a verificação da análise em que o satélite é subdividido em dois nós é mostrada na Figura 20. Um dos nós é representado pela face exposta ao sol (representado na figura abaixo como nó 1) e o outro, pela face perpendicular à anterior, que será a face em que o sistema do laser estará acoplado (representado na Figura 20 como nó 2). Através da metodologia apresentada acima e segundo Martínez (2018), cada nó terá uma distribuição da temperatura diferente e, assim, a presença do laser será avaliada. A Tabela 6 mostra as principais diferenças entre as duas faces, sendo elas a área e a capacidade térmica.

Figura 20 - Representação do 1U e discretização dos 1 e 2



Fonte: Autor (2018).

Tabela 6 - Dados relevantes para a face 1 e a face 2 do satélite

Nó 1 – Painel Solar	Nó 2 – Painel Solar
Área: $A_1=0,06 \text{ m}^2$	Área: $A_2=0,02 \text{ m}^2$
Capacidade térmica: $C_1=192 \text{ J/K}$	Capacidade térmica: $C_2=64 \text{ J/K}$

Fonte: Autor (2018).

A capacidade térmica dos nós foi calculada de acordo com a Equação 40, a qual depende das propriedades do alumínio e do silício, material da estrutura e do painel solar, respectivamente, mostradas na Tabela 7.

$$mc = \rho_{Al}L^2\delta_{Al}c_{Al} + \rho_{Si}L^2\delta_{Si}c_{Si} \quad (40)$$

Tabela 7 - Propriedades do Alumínio e do Silício

	Alumínio	Silício
Densidade [kg/m ³]	2700	2300
Calor específico [J/kgK]	900	700
Espessura da placa [mm]	1	0,5

Fonte: Martínez (2018).

onde δ é a espessura do material, ρ a densidade, c o calor específico e L a aresta da face, representados pelos seguintes valores:

Como o ângulo beta foi estimado em 67° ou $1,17$ rad, os cálculos foram feitos para quatro regiões diferentes da órbita, alterando a influência de cada uma das fontes térmicas:

1. De 0 a $1,17$ rad, sendo a origem no ponto de maior radiação solar, perpendicular a face 1;
2. De $1,17$ a $2,16$ rad, ângulo em que o satélite entra na região de eclipse;
3. De $2,16$ a $4,12$ rad, ângulo de saída do eclipse;
4. De $4,12$ a $5,05$ rad, referente à posição de $-\beta$;
5. De $5,05$ a 2π rad.

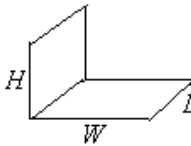
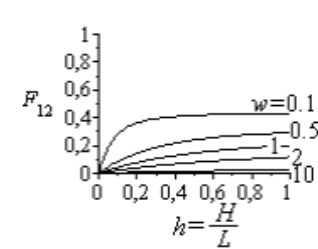
As cargas térmicas atuantes em cada uma das faces diferem-se devido à suas posições em relação ao Sol e à Terra. A superfície externa da placa 1 recebe radiação diretamente do Sol quando o satélite não está em eclipse, enquanto as parcelas de albedo e irradiação terrestre são nulas em qualquer ponto da órbita ($Q_{a,1} = Q_{p,1} = 0$). A face 2 recebe calor tanto por albedo quanto por radiação solar direta quando não está em eclipse, mas a um fator reduzido devido à posição em que se encontra. As fontes térmica e elétrica são caracterizadas pela presença dos painéis solares considerando a absorvidade, a eficiência e área efetiva dos painéis, respectivamente iguais a 0,7, 0,2 e 0,9.

Para a influência da radiação interna nos cálculos, a troca de calor por condução depende das dimensões e propriedades da placa, representada pela Equação 41.

$$C_{2,1} = \frac{k_{Al}(L\delta)}{L} = 0,2 \text{ W/K} \quad (41)$$

A resistência térmica à radiação, $A_i F_{ij}$, considera a área da placa 'i' e o fator de forma entre as duas placas. O modelo adotado é caracterizado por duas placas perpendiculares de dimensões diferentes, Figura 21. Segundo a tabela de fatores de forma associados à radiação, o modelo segue a definição abaixo, em que $a=1,16$, $b=0,28$ e $c=0,97$, resultando em $F_{12}=0,15$. Visto que o Sol e a Terra não são considerados como objetos nos quais a energia pode ser transferida e apenas atuam como fonte de calor, os fatores de forma da face 1 e 2 relacionados ao espaço são iguais a 1, ou seja, $F_{1,Sol} = F_{2,espaço} = 1$.

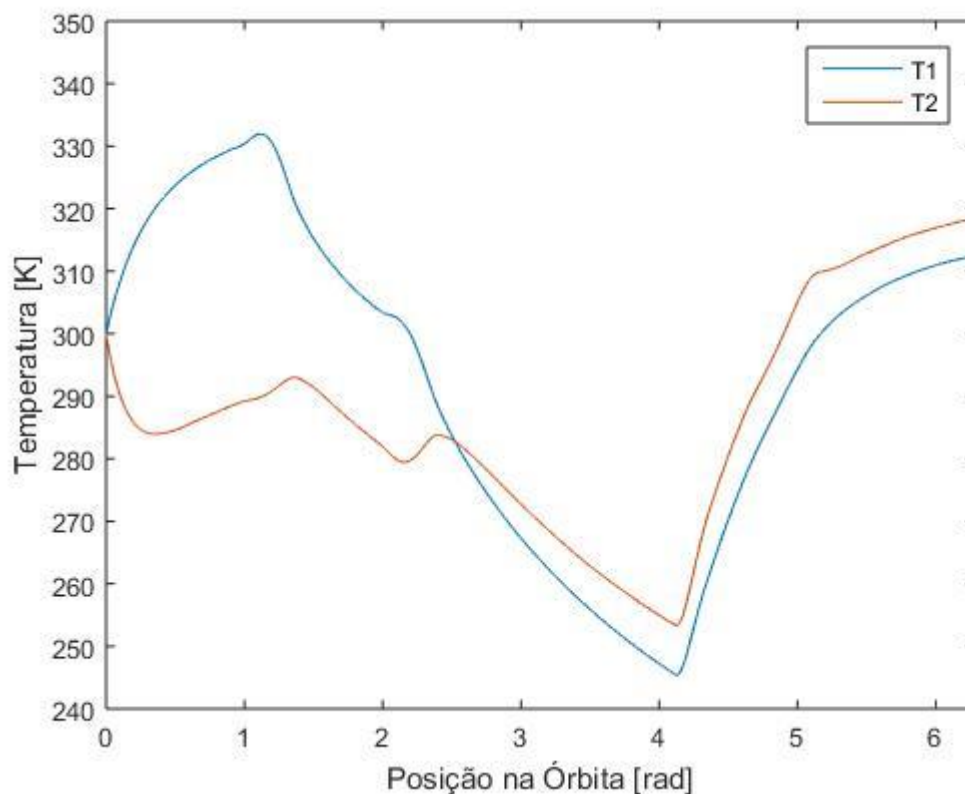
Figura 21 - Placas perpendiculares de diferentes dimensões

Rectangular plate to unequal rectangular plate		
Case	View factor	Plot
<p>From a horizontal rectangle of $W \cdot L$ to adjacent vertical rectangle of $H \cdot L$, with $h=H/L$ and $w=W/L$.</p> 	$F_{12} = \frac{1}{\pi w} \left[h \arctan\left(\frac{1}{h}\right) + w \arctan\left(\frac{1}{w}\right) - \sqrt{h^2 + w^2} \arctan\left(\frac{1}{\sqrt{h^2 + w^2}}\right) + \frac{1}{4} \ln(ab^2 c^2) \right]$ <p>with $a = \frac{(1+h^2)(1+w^2)}{1+h^2+w^2}$,</p>	

Fonte: Matínez (2011).

Ao obter as duas equações resultantes do balanço de energia nos dois nós e sem considerar a geração interna do laser, a solução é dada por uma integração numérica em um intervalo de tempo de 0 a 5668 s (período da órbita) e de condições iniciais $T_1(0) = T_2(0) = 300 \text{ K}$. O resultado é mostrado abaixo.

Figura 22 - Temperatura dos nós 1 e 2 ao longo da órbita sem a geração interna do laser – configuração 6U



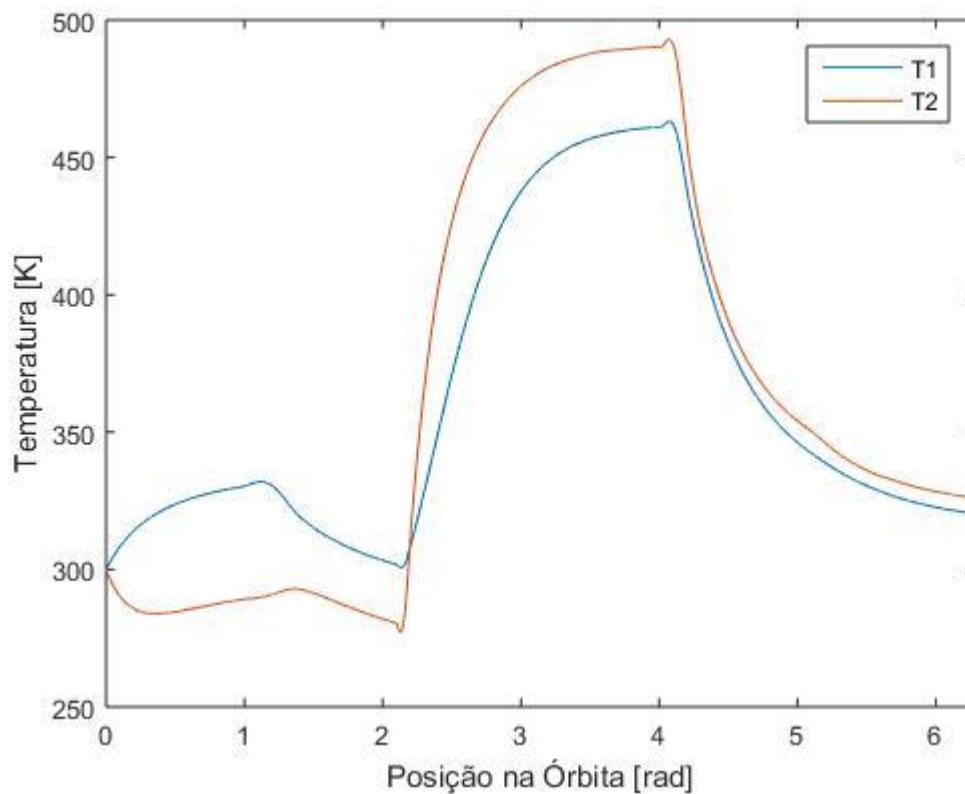
Fonte: Autor (2018).

A variação da temperatura, segundo a Figura 22, é de -28 a 57°C para a face 1 e de -18 a 37°C para a face 2. As temperaturas mínimas ultrapassam os limites de alguns dos componentes do nanossatélite, como o ADCS e o controlador de atitude, havendo a necessidade de serem controladas. Para que o resultado seja mais preciso, recomenda-se também uma análise mais detalhada do sistema térmico.

Na Figura 23 é ilustrado a variação da temperatura com a presença de uma fonte de laser. Ao mesmo tempo que esta placa absorve calor através dos painéis solares, ela emite energia quando o laser está em operação. Como a energia dissipada pelo laser atua como fonte positiva nos dois nós, definiu-se que o laser irá operar apenas na região em que as placas estão mais frias, evitando um

superaquecimento e também aliviando as temperaturas mínimas devido à região de eclipse. O tempo em que o satélite permanece em eclipse é de 30 minutos, sendo 15 deles com o laser ativo. Assume-se que a parcela de energia recebida por cada nó é a mesma, sendo que o gráfico mostra a temperatura resultante do tempo total de eclipse. O resultado mostra que as baixas temperaturas devido à região de eclipse foram amenizadas, porém, as temperaturas máximas de operação dos eletrônicos foram ultrapassadas, chegando até 200°C, valor muito além do esperado. Recomenda-se, portanto, uma análise mais detalhada antes de assumir qualquer mecanismo de controle térmico.

Figura 23 - Variação de temperatura das placas 1 e 2 ao longo de uma órbita com laser em operação – configuração 6U

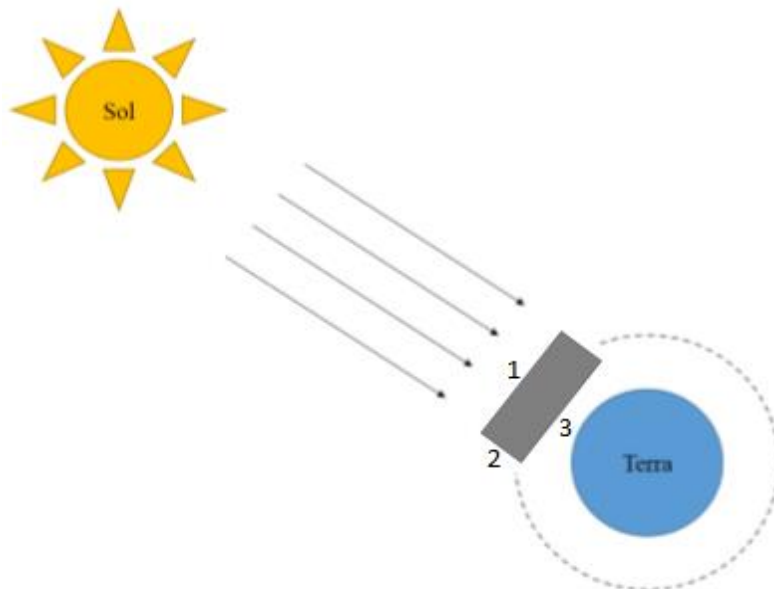


Fonte: Autor (2018).

4.3 RESULTADOS MODELO TRÊS NÓS PARA A CONFIGURAÇÃO 6U

Por fim, outra análise foi feita para que os resultados fossem mais precisos. Além das duas placas perpendiculares, um terceiro nó na face paralela a 1 foi adicionado aos cálculos, como mostra a Figura 24.

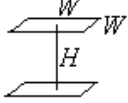
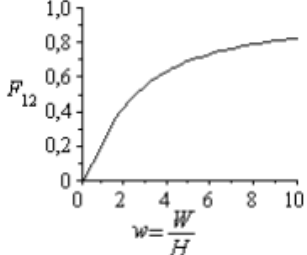
Figura 24 - Configuração de três nós



Fonte: Autor (2018).

A placa 3 faz com que mais termos sejam adicionados às equações da transferência de calor, aumentando a precisão da resposta. Além da troca de calor por radiação entre as placas 1 e 2, tem também a troca entre a 1 e a 3 e a 2 e a 3. Como as placas 1 e 3 não estão conectadas entre si, o termo de condução é negligenciado entre elas. Para o fator de forma entre as faces paralelas 1 e 3, o modelo segue a definição apresentada na Figura 25 onde $W=H$ e as áreas 1 e 3 são as mesmas, $F_{13} = F_{31} = 0,1998$.

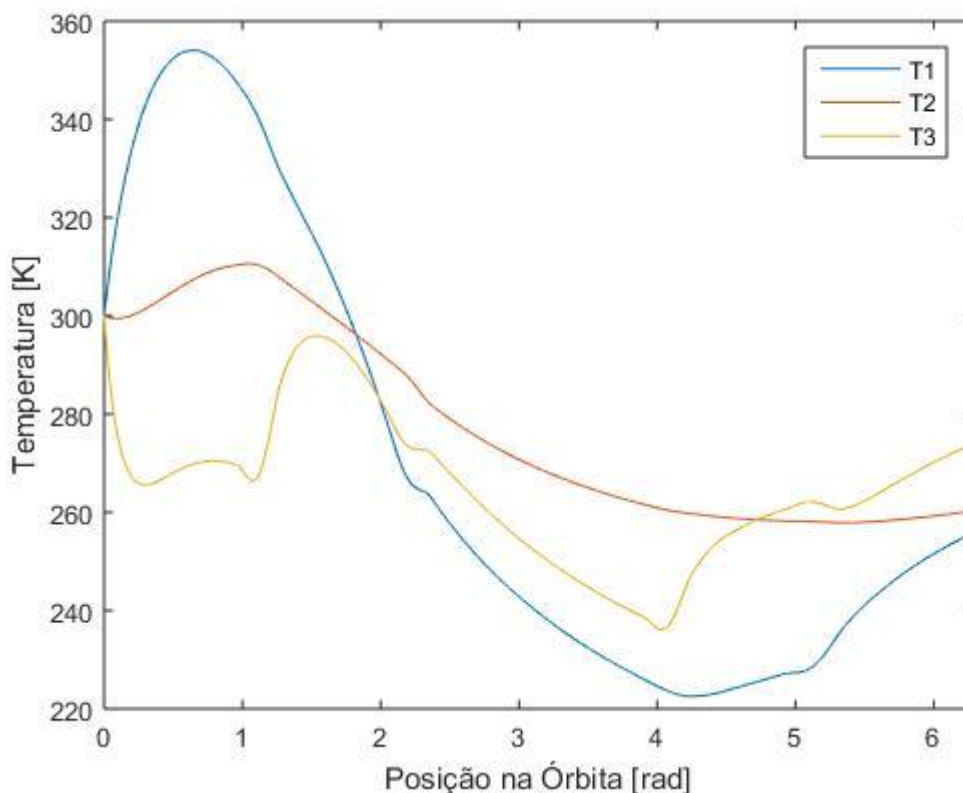
Figura 25 - Fator de forma para placas paralelas

Case	View factor	Plot
Between two identical parallel square plates of side L and separation H , with $w=W/H$. 	$F_{12} = \frac{1}{\pi w^2} \left(\ln \frac{x^4}{1+2w^2} + 4wy \right)$ with $x \equiv \sqrt{1+w^2}$ and $y \equiv x \arctan \frac{w}{x} - \arctan w$ (e.g. for $W=H$, $F_{12}=0.1998$)	

Fonte: Martínez (2018).

Em relação às fontes térmicas atuantes no nó 3, tem-se que, por estar sempre direcionada para Terra, estará exposta ao albedo e à irradiação. Apenas nas duas últimas partes da órbita a face 3 está exposta à radiação solar direta. O resultado da solução analítica dada pela condição inicial de 300 K para os três nós e em um intervalo de tempo de 5668 s é mostrado na Figura 26.

Figura 26 - Temperatura das placas 1, 2 e 3 ao longo da órbita sem o laser – configuração 6U



Fonte: Autor (2018).

Percebe-se que a face 1 é que tem a maior variação da temperatura em órbita, isso porque no início da órbita ela está totalmente exposta ao Sol e depois a temperatura só tende a baixar. Na última parte, o calor recebido não é mais diretamente do Sol, e sim por albedo, o que faz aumentar a temperatura de maneira gradual. A placa 2 segue o mesmo perfil da placa 1, mas com menos intensidade, pois não está exposta diretamente ao Sol. Por fim, a placa 3 diminui a temperatura até 1,17 rad, depois com uma parcela menor de influência do Sol e do albedo a temperatura aumenta um pouco, diminuindo no eclipse e novamente aumentando na última parte da órbita por estar exposta diretamente ao Sol.

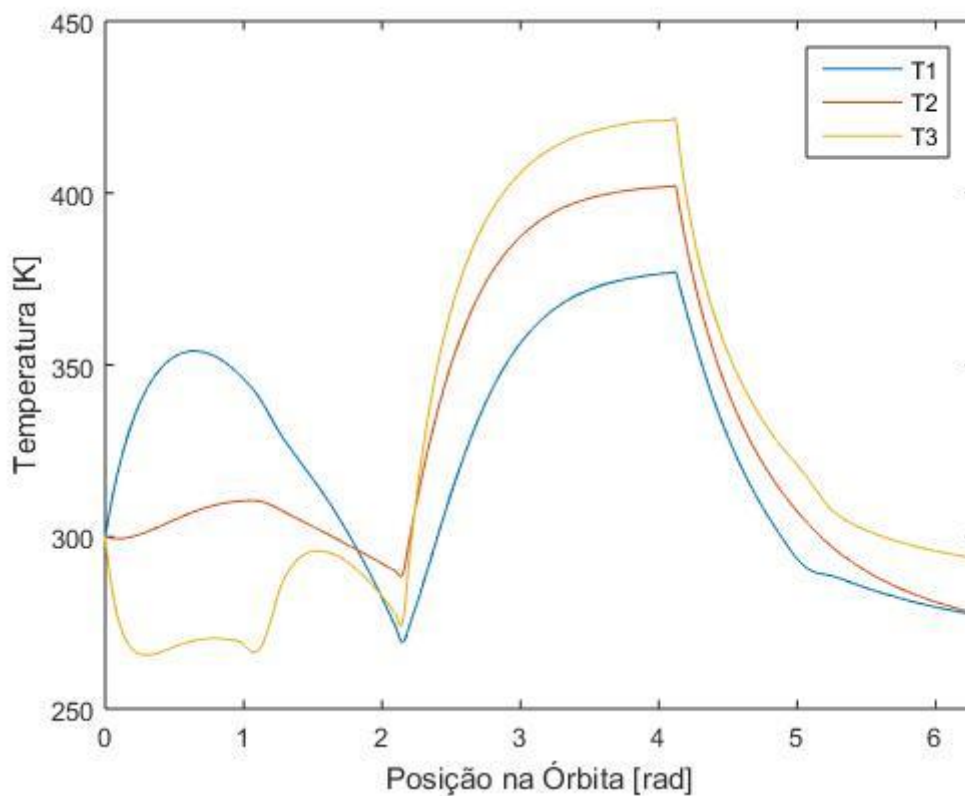
Ao adicionar a parcela relativa a emissão do laser, ainda na placa 2 e operando por 15 minutos em eclipse, tem-se que as placas 1, 2 e 3 absorverão o calor gerado

por ele com a mesma intensidade cada uma, resultando no seguinte gráfico da Figura 27.

Observa-se que as temperaturas mínimas são mais razoáveis, em torno de -13°C . Entretanto, em eclipse, a presença do laser faz com que as temperaturas subam muito, como já mostrado no caso de dois nós, apesar de subir menos que na análise anterior, o que mostra uma melhora no projeto térmico. A análise de dois nós resultou em uma média de 200°C para a temperatura mais elevada, enquanto a de três nós, 122°C . Este resultado mostra que, possivelmente, a temperatura será menor quanto maior a discretização, pois as cargas que geram as temperaturas elevadas serão absorvidas por mais nós do satélite ao mesmo tempo que as energias dissipadas pelo satélite e pelos componentes serão distribuídas, diminuindo a intensidade em cada nó e se aproximando mais da solução numérica. O ideal, portanto, seria considerar um nó por face do satélite e um por componente eletrônico.

Além disso, a variação da temperatura de cada uma das placas foi alterada em relação à solução de dois nós, resultando em uma resposta mais confiável. Segundo Oliveira e Checcucci (2012), as dimensões máxima e mínima do satélite para não ser necessário um sistema controle térmico em satélites com a placa quente a 40°C no máximo e a fria a 10°C são 0,84 m e 0,07 m, respectivamente. Porém, devido à alta demanda de potência do sistema do laser, conclui-se que há a necessidade de acoplar um dispositivo para controlar a temperatura do satélite principalmente quando o laser está ativo, região em que o satélite está em eclipse. Portanto, a recomendação continua a mesma, aumentar a emissividade mantendo a absorvidade baixa além do tubo de calor para o controle térmico devido às altas temperaturas geradas pelo laser.

Figura 27 - Variação de temperatura das placas 1, 2 e 3 com o laser em operação – configuração 6U



Fonte: Autor (2018).

4.4 MECANISMOS DE CONTROLE TÉRMICO

Para que a transferência de calor externa seja melhorada, não comprometendo os componentes do satélite, sugere-se, além de detalhar mais o satélite, modificar as propriedades ópticas das superfícies externas não ocupadas pelos painéis solares, aumentando a emissividade e mantendo a absorvidade solar relativamente baixa. Em vista de alcançar esse objetivo, as soluções identificadas são: tratamentos da superfície, como oxidação, e pinturas na superfície. A primeira, entretanto, não é viável por ser complexa e cara. A segunda é a maneira mais comum podendo ser de cor branca ou preta e que, no caso em estudo, a branca é preferível, podendo diminuir a temperatura em até 100°C. Visto que mesmo modificando as propriedades externas

do satélite a temperatura ainda tem de ser controlada, recomenda-se a utilização de um tubo de calor. Ainda que a utilização deste mecanismo para o satélite em estudo deve ser verificada, esse ocupa pouco espaço e é bastante eficiente.

O tubo de calor é um dispositivo de controle térmico do tipo passivo que utiliza um fluido (geralmente amônia), removendo o calor da face mais quente enquanto o fluido evapora e, por efeito de capilaridade, vai até o outro extremo, fazendo com que o fluido condense, mantendo assim a temperatura homogênea entre as placas do satélite.

5 CONCLUSÃO

Este trabalho analisou a distribuição de temperatura em um nanossatélite para uma órbita de 500 km de altitude. Para calcular a temperatura média do nanossatélite em órbita, simplificações foram realizadas com objetivo de determinar sua temperatura. Os resultados indicam que, apesar das simplificações adotadas, o gradiente de temperatura é relevante e deve sim ser analisado durante a fase de projeto conceitual do satélite.

Os resultados são de caráter preliminar, haja vista que alguns parâmetros ainda são desconhecidos no início de um projeto satelital. Um dos objetivos alcançados foi o de disponibilizar uma ferramenta para estimativa inicial da temperatura em um nanossatélite.

Contudo, devido à alta demanda de potência do sistema do laser, conclui-se que há a necessidade de acoplar um dispositivo para controlar a temperatura do satélite principalmente quando o laser está ativo, região em que o satélite está em eclipse. Ainda que um estudo específico considerando a solução numérica deva ser feito, recomenda-se, portanto, além de modificar a propriedade óptica da superfície onde não há painel solar, a utilização de um tubo de calor. Contudo, é importante que o projeto térmico seja atualizado e mais detalhado de acordo com as possíveis variações do projeto.

5.1 RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

O presente trabalho adotou uma simplificação ao considerar um, dois e três nós na análise. Mesmo que o estudo foi feito avaliando os nós mais críticos, a geometria do 6U é mais complexa, implicando em variáveis como a capacidade térmica e as áreas. Por isso, recomenda-se uma análise mais detalhada, com uma subdivisão de nós maior, sendo pelo menos um em cada face do satélite, além de considerar os equipamentos utilizados no satélite. Além disso, recomenda-se a verificação do analítico com o método numérico.

Com o projeto NIAC trazido pelo professor Gary B. Hughes da Universidade Politécnica do Estado da Califórnia, nos Estados Unidos, para a Universidade Federal de Santa Catarina, artigos vem sendo desenvolvidos desde o ano passado, sendo um deles sobre o sistema térmico do satélite. Portanto, a continuação deste trabalho se apresentará no artigo a ser entregue dentro de um mês e levado ao congresso “The International Society for Optics and Photonics” (SPIE), em San Diego, Califórnia.

REFERÊNCIAS

ABOUEL-FOTOUH, M. A. et al. **The effect of satellite orientation on satellite surface temperature distributions**. Journal of Applied Sciences Research, 2(12):1286-1292. Egypt, 2006.

BULUT, M.; SOZBIR, N. **Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations**. Turkey: Journal El Selvier, 2014. Disponível em: <<https://www.elsevier.com/locate/apthermeng>>. Acesso em: 12 de fev. de 2018.

MAZARIAS, A. L.; CLARK, C. S. **Power system challenges for small satellite missions**. Proceedings of the 4S Symposium Small Satellites Systems and Services, ESA SP-625. Scotland: West of Scotland Science Park, 2006.

DUNBAR, B. **CubeSats Overview**. United States of America: NASA, 2018. Disponível em: <https://www.nasa.gov/mission_pages/cubesats/overview>. Acesso em: 3 de mar. 2018.

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, Bucharest, Romania, 2009.

HUGHES, G. B. et al. **Directed energy interstellar propulsion of wafersats, nanophotonics and macrophotonics for space environments IX**. Editado por Edward W. Taylor, David A. Cardimona: 2015.

HUGHES, G. B.; LUBIN, P. **Molecular composition analysis of distant targets**. United States of America: NIAC Phase I, Final Report, 2017.

LAVINE, A.; INCROPERA, F. D. D.; BERGMAN, T. **Fundamentals of Heat and Mass Transfer**. New York: John Wiley & Sons, 2006.

GILMORE, D. **Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental Technologies**. [S.l.]: Aerospace Press, 2002.

SPACEDAILY. **History of the CubeSat**. 2016. Disponível em: <http://www.spacedaily.com/reports/History_of_the_CubeSat_999.html>. Acesso em: 13 jun. 2018.

Begin your CubeSat Mission with the CubeSat Kit™. 2013. Disponível em: <<http://www.cubesatkit.com/>>. Acesso em: 7 de mar. de 2018.

SOUZA, P. N. de. **Programas Espaciais e a Tecnologia de Satélites**. São José dos Campos: SP, out. 2010. Disponível em: <https://educacaoespacial.files.wordpress.com/2010/10/ijespacial_04_tecnologia_de_satelites.pdf>. Acesso em: 16 nov. 2017.

DINH, D., **Thermal Modeling of Nanosat**. California: San Jose State University, Paper 4193, 2012.

MARTÍNEZ, I. **Spacecraft Thermal Modelling; Radiation view factors; Heat transfer and Thermal Radiation Modelling; STC systems, missions and needs**. 2018. Disponível em: <<http://webserver.dmt.upm.es/~isidoro/>>. Acesso em: 10 de jun. 2018.

STARK, J.; FORTESCUE, P.; SWINERD, G. **Spacecraft Systems Engineering**. New York: John Wiley & Sons, 2011.

BATURKIN, V. **Microsatellites thermal control** – Concepts and components. Ukraine: National Technical University of Ukraine “Kyiv Polytechnic Institute”, 2005.

BA 31968. Disponível em: <<http://bronaerotech.com/product/31968/>>. Acesso em: 5 de abr. de 2018.

JUNIOR, F. D. P. M. **Avaliação do Uso de Tubos de Calor para o Controle Térmico em Nanossatélites**. Joinville: UFSC, 2017.

Amateur Radio. Disponível em: <<http://www.pe0sat.vgnet.nl/satellite/sat-information/tle/>>. Acesso em: 04 de mar. 2018.

TSUYOSHI, T. et al. **Journal of Thermophysics and Heat Transfer**. 28(3): 524-533. Julho, 2014.

TSAI, J. **Journal of Spacecraft and Rockets**. Vol. 41, Número 1. January, 2014.

NOGUEIRA, P. **Micro-satellite electrical power subsystem design and test for LEO mission**. Brazil: National Institute for Space Research, 2017.

FILHO, E. M. **Simulação numérica da transferência de calor em um nanossatélite**. Joinville: UFSC, 2015.

OLIVEIRA, B. M.; CHECCUCCI, R. C. P. C. **Controle térmico de satélites com tubo de calor**. Brasília: UnB, 2012.