

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

PAOLA NICHELE PIENTA

MODELAGEM E APLICAÇÃO DE CONTROLE TÉRMICO PASSIVO EM UM CUBESAT
3U

Joinville
2022

PAOLA NICHELE PIENTA

MODELAGEM E APLICAÇÃO DE CONTROLE TÉRMICO PASSIVO EM UM CUBESAT
3U

Trabalho apresentado como requisito
para obtenção do título de bacharel
em Engenharia Aeroespacial do
Centro Tecnológico de Joinville da
Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Marcos Alves Rabelo

Joinville
2022

PAOLA NICHELE PIENTA

MODELAGEM E APLICAÇÃO DE CONTROLE TÉRMICO PASSIVO EM UM CUBESAT
3U

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.

Joinville (SC), 28 de Dezembro de 2022.

Banca Examinadora:

Orientador: Dr. Marcos Alves Rabelo
Orientador(a)
Presidente

Profa. Dra. Talita Possamai
Membro(a)
Universidade Federal de Santa Catarina

Lucas Bradaschia Mascagni Frederico
Membro(a)
Visiona Tecnologia Espacial S.A

Dedico este trabalho aos meus avós, que acompanharam o início desta caminhada, mas que não puderam presenciar a finalização deste ciclo. Em meus pensamentos, estarão sempre ao meu lado.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, gostaria de agradecer, a Deus por ter me dado forças para prosseguir neste caminho. Aos meus pais, Adriana e Julio Cesar, e irmã, Natalia, por sempre me suportarem nos momentos mais felizes e difíceis da minha caminhada, vocês são minha base, amo vocês. À minha família, relativamente grande, mas que em meu coração cabe cada um, sem vocês, nada disso seria possível.

Sou extremamente grata pelas amizades que conheci ao longo da universidade, e aos laços e memórias que criei em Joinville. Em especial, ao meu namorado, Paulo Henrique, que tem sido meu suporte e família nos últimos anos, obrigada por tudo.

Agradeço, também, aos amigos que criei na Kosmos Rocketry, ao qual tenho muito carinho e orgulho. Que vocês alcancem voos cada vez mais altos. Vinícius, Rambo, Patrick, Widmark, Eduardo, Leonardo, Ygor, Gabriel e Luiz, obrigada pelas horas de laboratório e risadas juntos.

Ao LAC e Nidec, em especial Guilherme e Maíra que, mesmo no curto período, me proporcionaram enormes experiências e fazem parte do meu crescimento pessoal e profissional. Desejo muito sucesso à vocês.

Gostaria de agradecer à Visiona por me proporcionar um enorme contato com a área espacial, ao qual sempre desejei trabalhar e que hoje, toda a vivência dos últimos meses tem sido a realização de um sonho. Aos meus colegas e amigos da Visiona, obrigada por acreditarem em mim e me permitir ter as melhores experiências.

À banca examinadora, Talita e Lucas, por todas as contribuições neste trabalho. E, ao meu professor orientador Marcos por toda a dedicação durante os últimos semestres. Finalmente, gostaria de agradecer aos meus amigos que conviveram e convivem diariamente, compartilhando as nossas vidas, sonhos e realizações. Às minhas meninas Damylle, Joyce, Caroline e Gabriela, e, atualmente, Mateus, Renato e Priscila, vocês fizeram muita diferença nos últimos meses, muito obrigada.

Se astronomia é a profissão mais bonita porque estuda as estrelas, engenharia aeroespacial é a mais linda porque faz o homem chegar mais perto delas. (Félix, A.).

RESUMO

O controle térmico de um satélite deve garantir que as temperaturas dos componentes internos fiquem dentro dos patamares estipulados pelo fornecedor, no entanto, por se tratar de CubeSats, há um empecilho relacionado ao tamanho do satélite, que impossibilita a aplicação de controle térmico ativo, ou áreas externas para a colocação de radiadores. Com isso em mente, foram definidos os perfis dos casos críticos, equipamentos de prateleira para conhecimento dos patamares de temperaturas operacionais. O satélite foi aplicado em uma órbita sol-síncrona e colhido os dados referentes às cargas térmicas e aplicados ao programa comercial *Thermal Desktop SINDA/FLUINT*. Após as análises dos casos, foi possível propor um controle térmico passivo que mantivesse a maioria dos equipamentos dentro dos patamares de temperatura operacionais.

Palavras-chave: Controle térmico passivo. CubeSat. Órbita sol-síncrona.

ABSTRACT

The thermal control of a satellite must ensure that the temperatures of the internal components are maintained within the levels stipulated by the supplier. However, because they are CubeSats, there is an obstacle related to the size of the satellite, which makes it impossible to apply active thermal control, or external areas for placing radiators. For this work profiles of critical cases, off-the-shelf equipment for understanding the operating temperature levels were defined. The satellite was placed in a sun-synchronous orbit and data related to thermal loads were collected and applied to the commercial program *Thermal Desktop SINDA/FLUINT*. After analyzing the cases, it was possible to propose a passive thermal control that kept most of the equipment within operating temperature levels.

Keywords: Passive thermal control. CubeSats. Sun-synchronous orbit.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Representação do VCUB1	17
Figura 2 – Comparação entre bandas espectrais de registro fotográfico da inundação em Madagascar em 2020 feito pelo CBERS-4.	20
Figura 3 – Dimensões básicas de um CubeSat 1U em milímetros.	21
Figura 4 – Tamanhos padrão de Cubesat	21
Figura 5 – Esquema representativo de uma órbita circular.	23
Figura 6 – Parâmetros orbitais para uma órbita elíptica.	24
Figura 7 – Representação esquemática do ângulo beta.	25
Figura 8 – Órbita sol síncrona.	26
Figura 9 – Balanço de energia em um volume de controle (VC).	27
Figura 10 – Albedo efetivo e albedo real observados pela espaçonave.	29
Figura 11 – Cargas térmicas que agem sobre um satélite em órbita na Terra. . .	30
Figura 12 – Albedo medido, Figura da esquerda, e Fluxo do IR da Terra, Figura da direita, medidos na superfície terrestre no dia 21 de março de 2011. .	30
Figura 13 – Esquema com as informações sobre os casos quente e frio.	32
Figura 14 – Propriedades ópticas de diferentes materiais para coberturas superficiais.	34
Figura 15 – Imagem registrada da missão MISSE 6A e MISSE 6B a partir da Estação Espacial Internacional (ISS).	35
Figura 16 – Imagem do CBERS-4 com destaque para os radiadores.	36
Figura 17 – típico perfil de uma superfície.	37
Figura 18 – Representação de junção por parafusos.	38
Figura 19 – Representação da malha bidimensional.	40
Figura 20 – Representação da malha bidimensional.	40
Figura 21 – Fluxograma das atividades realizadas para a modelagem térmica do satélite.	42
Figura 22 – Órbita definida do CubeSat.	43
Figura 23 – Modelo CAD do CubeSat.	45
Figura 24 – Modelo reduzido realizado no SINDA/FLUINT.	46
Figura 25 – Parafusos de fixação do painel solar e placa externa na face -Z. . .	48
Figura 26 – Parafusos de fixação do painel solar e placa externa na face -Z. . .	49
Figura 27 – Ilustração dos painéis solares utilizados no CubeSat para o cálculo da média ponderada.	50
Figura 28 – Contato realizado entre os quadros e equipamentos através de contatos.	52

Figura 29 – Cálculo da fração de eclipse para diferentes ângulos beta.	53
Figura 30 – Variação do ângulo beta do CubeSat ao longo de um ano em órbita.	54
Figura 31 – Sentido de voo do CubeSat.	55
Figura 32 – Fluxo de albedo incidente nas faces do satélite para o caso frio.	55
Figura 33 – Fluxo de albedo incidente nas faces do satélite para o caso quente.	56
Figura 34 – Fluxo de IR terrestre incidente nas faces do satélite para o caso frio.	57
Figura 35 – Fluxo de IR terrestre incidente nas faces do satélite para o caso quente.	57
Figura 36 – Fluxo solar incidente nas faces do satélite para o caso frio.	58
Figura 37 – Fluxo solar incidente nas faces do satélite para o caso quente.	58
Figura 38 – Modelo CAD do CubeSat com ênfase na face +X.	60
Figura 39 – Divisão dos casos analisados neste trabalho	61
Figura 40 – Variação da temperatura média no subsistema EPS ao longo da órbita para os casos quente e frio com diferentes acabamentos superficiais.	62
Figura 41 – Variação da temperatura média no equipamento antena ao longo da órbita para os casos quente e frio com diferentes acabamentos superficiais.	63
Figura 42 – Variação da temperatura média na carga útil ao longo da órbita para os casos quente e frio com diferentes acabamentos superficiais.	64
Figura 43 – Variação da temperatura média no equipamento ADCS ao longo da órbita para os casos quente e frio com diferentes acabamentos superficiais.	65
Figura 44 – Solução para o contato entre o Radiador e o equipamento TT&C.	66
Figura 45 – Variação da temperatura média no equipamento TT&C ao longo da órbita para os casos quente e frio com diferentes acabamentos superficiais.	67
Figura 46 – Modelo final do CubeSat renderizado.	67
Figura 47 – Medida, L1, dos espaçadores utilizados no CubeSat para o cálculo da condutância.	72

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Subsistemas de um satélite.	22
Quadro 2 – Identificação dos casos e a diferença entre as propriedades.	61

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Fases de desenvolvimento e projeto do programa espacial de acordo com a norma ECSS-E-ST-10C de 2009 da Agência Espacial Européia.	19
Tabela 2 – Valores das propriedades termo-físicas utilizadas no satélite.	27
Tabela 3 – Valores típicos para requisitos térmicos	32
Tabela 4 – Condutância de contato fornecida por cada parafuso de acordo com seu tamanho	38
Tabela 5 – Parâmetros orbitais iniciais utilizados para as simulações do CubeSat	43
Tabela 6 – Valores utilizados nas simulações dos casos quente e frio.	44
Tabela 7 – Dados dos componentes de prateleira fornecidos pelos fabricantes.	44
Tabela 8 – Dados de dissipação térmica dos equipamentos para os casos quente e frio.	45
Tabela 9 – Volumes e densidades relativas dos equipamentos de prateleira utilizados.	47
Tabela 10 – Condutância de contato utilizada para as simulações.	48
Tabela 11 – Propriedades ópticas utilizadas no modelo.	49
Tabela 12 – Cálculo para os valores correspondentes às Absortividades e Emissividades do painel solar.	51
Tabela 13 – Condutâncias calculadas para os espaçadores, com espessura L1, material alumínio 6061 e diâmetro de 5mm.	73
Tabela 14 – Cargas térmicas médias incidentes no satélite para os casos quente e frio.	74
Tabela 15 – Dissipação dos equipamentos para os casos quente e frio, com destaque ao do equipamento TT&C.	74
Tabela 16 – Cálculo da área do radiador para os casos quente e frio.	75

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Semi eixo maior
β	Ângulo Beta
Ω	Ascensão reta do nodo ascendente
ω	Argumento do perigeu
h	Altitude da órbita
f	Anomalia Verdadeira
γ	Ângulo diário solar
i	Inclinação
e	Excentricidade
f_E	Fração de eclipse
R	Raio da Terra
t	Tempo
k	Condutividade térmica
T	Temperatura
q''	Fluxo de calor
q''_{albedo}	Fluxo de calor de Albedo
q''_{IR}	Fluxo de calor irradiado pela Terra
$Q_{geradosat}$	Calor gerado pelo satélite
Q_{abs}	Calor absorvido pelo satélite
$Q_{s,radiador}$	Calor emitido pelo radiador
q''_{sol}	Fluxo de calor da radiação solar
c_p	Calor específico à pressão constante
σ	Constante de Stefan-Boltzmann

E_b	Poder emissivo de um corpo negro
F_{ij}	Fator de forma
C	Graus Celsius
K	Kelvin
W	Watt
m	Metro
mm	Milímetro
km	Quilômetro
L	Comprimento
$R_{t,cond}$	Resistividade térmica de condução
$R_{Eq,serie}$	Resistividade térmica equivalente de condução em série
$R_{Eq,paralelo}$	Resistividade térmica equivalente de condução em paralelo
h_c	Condutância térmica de contato
ε	Emissividade
α	Absortividade

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AEB	Agência Espacial Brasileira
Calpoly	<i>California Polytechnic</i>
CSLI	<i>CubeSat Launch Initiative</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
CGEE	Centro de Gestão de Estudos Estratégicos
SINDA	<i>Systems Improved Numerical Differential Analyzer</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
MDR	<i>Mission Definition Review</i>
PRR	<i>Preliminary Requirements Review</i>
SRR	<i>System Requirements Review</i>
PDR	<i>Preliminary Design Review</i>
CDR	<i>Critical Design Review</i>
QR	<i>Qualification Review</i>
AR	<i>Acceptance Review</i>
ORR	<i>Operational Readiness Review</i>
FRR	<i>Flight Readiness Review</i>
LRR	<i>Launch Readiness Review</i>
CRR	<i>Commissioning Result Review</i>
ELR	<i>End of Life Review</i>
MCR	<i>Mission Close-Out Review</i>
CBERS	<i>China-Brazil Earth Resources Satellite</i>
MUX	Câmera Multiespectral
EPS	<i>Electrical Power System</i>

TT&C	<i>Telemetry, Tracking and Command System</i>
ACS	<i>Attitude and Velocity Control System</i>
TCS	<i>Thermal Control System</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
EP	<i>Equatorial Plane</i>
AN	<i>Ascending Node</i>
DN	<i>Descending Node</i>
RAAN	<i>Right Ascension of Ascending Node</i>
LTDN	<i>Local Time of Descending Node</i>
SSO	<i>Sun Synchronous Orbit</i>
IR	<i>Infrared Radiation</i>
CERES	<i>Clouds and Earth Radiant Energy System</i>
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
MISSE	<i>Materials International Space Station Experiment</i>
MLI	<i>Multilayer Insulatoin</i>
STK	<i>Ansys System Tool Kits</i>
CAD	<i>Computer-Aided Desig</i>
IPDU	<i>Power Distribution Unit</i>
IPBU	<i>Power Battery Unit</i>
MPPT	<i>Maximum Power Point Tracking</i>
MCU	<i>Microcontroller Unit</i>
CQ	Caso Quente
CF	Caso Frio

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	Objetivo	18
1.1.1	Objetivo Geral	18
1.1.2	Objetivos Específicos	18
2	PROJETO E ANÁLISE DE MISSÃO	19
2.1	Estrutura de um CubeSat	20
2.2	Parâmetros orbitais	22
2.3	Transferência de calor	26
2.4	Ambiente Orbital Terrestre	28
2.4.1	Controle passivo	33
2.4.1.1	Acabamentos superficiais e as propriedades ópticas	33
2.4.1.2	Radiadores	35
2.4.1.3	Resistência térmica de contato	36
2.5	Análises numéricas	38
3	METODOLOGIA	42
3.1	Metodologia simulação de órbita	43
3.2	Metodologia simulação térmica	43
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	53
4.1	Análises da órbita e ambiente espacial terrestre	53
4.2	Dimensionamento do radiador	59
4.3	Análises Numéricas	60
5	CONCLUSÕES	68
	REFERÊNCIAS	69
	APÊNDICE A	72
	APÊNDICE B	74
	ANEXO A	76

1 INTRODUÇÃO

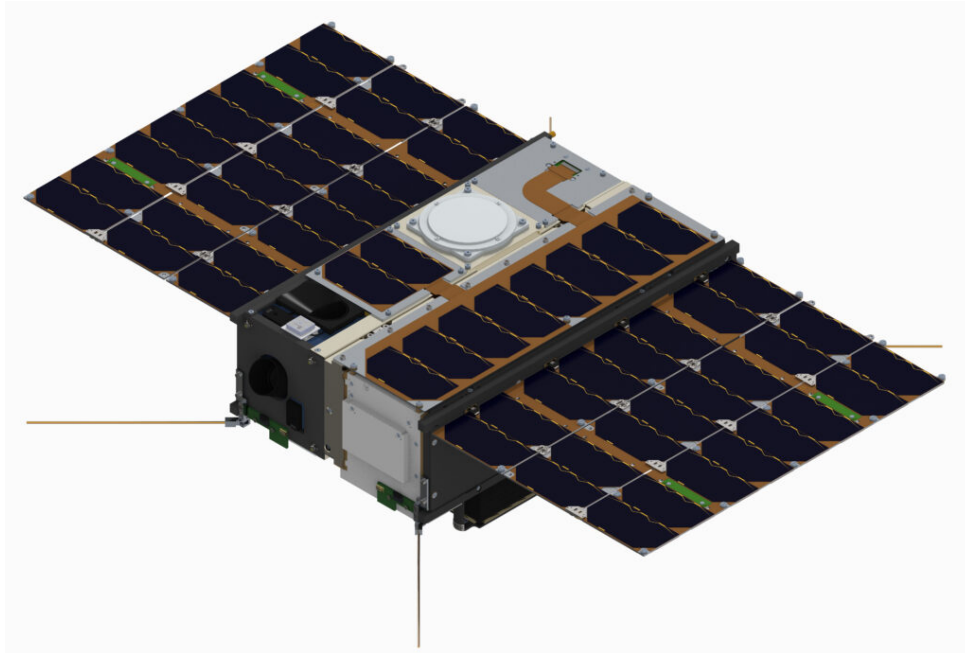
O primeiro satélite artificial lançado em órbita foi o Sputnik 1, em 4 de outubro de 1957 e, com o passar dos anos, diversas missões com satélites de variadas categorias foram implementadas, entre os quais Nanossatélites. Nanossatélites são satélites com massa entre 1 e 10kg e, esse tamanho é possível graças à crescente miniaturização de circuitos integrados e à padronização das estruturas de integração de satélites e lançadores (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2020).

Como uma categoria de nanossatélite, o CubeSat começou numa parceria entre a Universidade Estadual Politécnica da Califórnia (Cal Poly) e a Universidade Stanford, como forma de proporcionar maior acesso da comunidade científica ao espaço. Os CubeSats são amplamente utilizados em missões de baixo custo, normalmente para experimentação ou demonstração de tecnologia e, cerca de metade de todas as missões da iniciativa de lançamentos de CubeSat (*CubeSat Launch initiative* (CSLI)) são voltadas às áreas de pesquisa, por exemplo, estudos de objetos próximos à terra, cobertura de gelo e detritos orbitais (NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, 2017).

O baixo custo de desenvolvimento permite que sejam lançados diversos satélites em uma única missão, aumentando as chances de sucesso, além disso, possibilita uma rápida reposição em caso de falha, já que, dependendo do projeto e da missão, o tempo de desenvolvimento pode ser inferior a 18 meses e ter um custo menor que 100 mil dólares (CENTRO DE GESTÃO DE ESTUDOS ESTRATÉGICOS, 2018).

Para conhecer os parâmetros orbitais, é preciso determinar qual o propósito da missão. Por exemplo, o VCUB1, representado na Figura 1, é um CubeSat da categoria 6U XL, sendo a carga útil, uma câmera, com o propósito de imagear todo o território brasileiro, o que significa definir os requisitos de condições de iluminação, padronização de imagens e certa repetibilidade, com isso, sendo possível avançar para os demais pontos do projeto, como definição de órbita e subsistemas do satélite (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2020).

Figura 1 – Representação do VCUB1



Fonte: VISIONA TECNOLOGIA ESPACIAL (2022).

A utilização de CubeSats apresenta restrições quanto ao tamanho dos subsistemas e massa e, dependendo da missão, há poucos recursos para o controle térmico da estrutura e dos componentes. Os subsistemas do nanossatélite podem, ou não, ter o próprio controle térmico, pois cada equipamento apresenta patamares de temperatura que devem ser respeitados para a integridade do equipamento. Estratégias precisam ser adotadas para garantir o bom funcionamento dos subsistemas, assim, o controle térmico está diretamente ligado ao design elétrico e mecânico do satélite (MARTIN, 2004).

Além do recente avanço tecnológico relacionado aos CubeSats e das potencialidades científicas que representa, há problemas estruturais e funcionais a serem resolvidos para que a aplicabilidade efetiva ocorra, como controle térmico da estrutura e dos componentes. O controle térmico da estrutura e dos componentes envolve definição de parâmetros orbitais, componentes comerciais e controle térmico passivo e ativo.

Para conhecer os perfis de temperatura e propor soluções para o controle térmico de um CubeSat 3U, serão definidos parâmetros para uma órbita sol síncrona, com o intuito de estipular a quantidade de calor e temperaturas em que o satélite estará exposto para os casos críticos. Após isso, serão escolhidos equipamentos de prateleira, para definir os patamares de temperatura de operação, e, com o SINDA/FLUINT, *Systems Improved Numerical Differencing Analyzer/ Fluid Integrator*, serão analisados os perfis de temperatura antes e após a aplicação de proteção térmica.

1.1 OBJETIVO

Para resolver a problemática de transferência de calor em um CubeSat 3U e seus subsistemas, propõe-se neste trabalho os seguintes objetivos.

1.1.1 Objetivo Geral

Então propõe-se, neste trabalho, estipular uma missão para um CubeSat 3U de imageamento, elencar parâmetros orbitais e selecionar componentes de prateleira para o funcionamento e sobrevivência do mesmo. Essas informações serão utilizadas para prever o mapa de calor durante a operação do nanossatélite em órbita, e ainda, propor soluções para as trocas térmicas com o intuito de que os equipamentos não ultrapassem os limites de operação estipulados pelo fabricante.

1.1.2 Objetivos Específicos

A fim de se atingir o objetivo geral apresentado o trabalho é dividido em etapas de desenvolvimento apresentadas abaixo:

- Realizar a modelagem numérica térmica do CubeSat 3U em órbita sol-síncrona;
- Analisar possíveis soluções para um controle térmico passivo para os subsistemas do CubeSat;
- Comparar a nova modelagem da arquitetura térmica.

2 PROJETO E ANÁLISE DE MISSÃO

A análise de uma missão espacial envolve desenvolver os objetivos, escopo e projeto da missão, que são compostas por diversas fases, de acordo com a organização e responsabilidade. Conforme as normas estabelecidas pela Agência Espacial Europeia, *European Space Agency* (ESA), as fases são separadas de acordo com a norma ECSS-E-ST-10C de 2009, (EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION, 2009), resumida na Tabela 1.

Tabela 1 – Fases de desenvolvimento e projeto do programa espacial de acordo com a norma ECSS-E-ST-10C de 2009 da Agência Espacial Europeia.

Fase	Nome	Principais entregas
0	Análise de Missão	MDR - Revisão da análise de missão
A	Viabilidade	PRR - Revisão dos requisitos preliminares
B	Definição preliminar	SRR - Revisão dos requisitos de sistema
C	Definição detalhada	PDR - Revisão do projeto preliminar
		CDR - Revisão de projeto crítico
		QR - Revisão de qualificação
D	Produção / Execução	AR - Revisão de aceitação
		ORR - Revisão de prontidão operacional
		FRR - Revisão de prontidão de voo
E	Utilização	LRR - Revisão de prontidão de lançamento
		CRR - Revisão de resultado de comissionamento
		ELR - Revisão de fim de vida
F	Disposição	MCR - Revisão de fechamento de missão

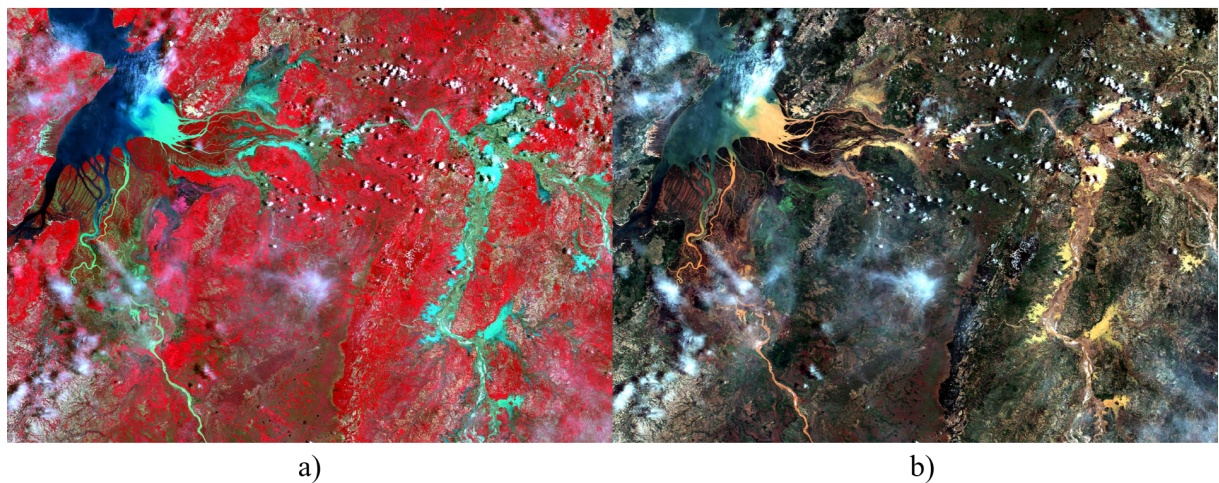
Fonte: Adaptado de (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012), pg. 3.

O objetivo da missão irá definir qual carga útil será utilizada no satélite. Estipulará, também, o tamanho, a órbita, os segmentos de solo e operações de missão. Um satélite pode ser dividido em dois módulos: a carga útil, que são os elementos do nanossatélite especificamente dedicados a produzir dados da missão (EUROPEAN SPACE AGENCY, s.d.) e então disponibilizar tais dados para o centro de missão; e o módulo de serviço, que contém equipamentos necessários para suporte e a atuação da carga útil (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012).

Diversos interesses definem o perfil da missão, sendo o sensoriamento remoto bastante explorado. Missões para monitoramento de desmatamento, vazamento de óleo em oceanos ou mesmo para monitoramento de plantações e crescimento demográfico, utilizam câmeras. Por exemplo, os satélites brasileiros AMAZÔNIA-1 e, a série derivada do programa CBERS, realizam o imageamento do território brasileiro, ambos com o propósito de monitorar o desmatamento da Amazônia (INSTITUTO NACIONAL DE

PESQUISAS ESPACIAIS, 2021; INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS, 2018). Na Figura 2, tirada pela câmera multiespectral, MUX, do CBERS-4 - que registrou a inundação ocorrida em Madagascar no ano de 2020 - há a comparação entre as mesmas imagens, porém feitas em bandas espectrais diferentes, de acordo com a necessidade de análise (INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS, 2006). O registro em a), utilizou uma banda espectral no infravermelho próximo, ideal para mapeamento e delineamento de fontes fluviais, neste caso, dado à enchente, enquanto b), capturou no espectro visível (MORAES, 2002).

Figura 2 – Comparação entre bandas espectrais de registro fotográfico da inundação em Madagascar em 2020 feito pelo CBERS-4.

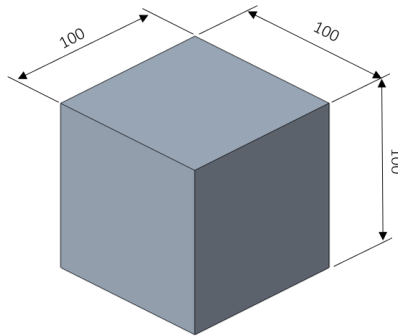


Fonte: INPE(2020). Em a), banda espectral B5, 876nm, Infravermelho próximo. Em b) espectro visível 765nm.

2.1 ESTRUTURA DE UM CUBESAT

O CubeSat padrão tem tamanho e fator de forma denominado "U", com medidas de 10 cm^3 e massa de até 2 kg (CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY, 2022), no qual, a Figura 3 apresenta um desenho com as dimensões em milímetros.

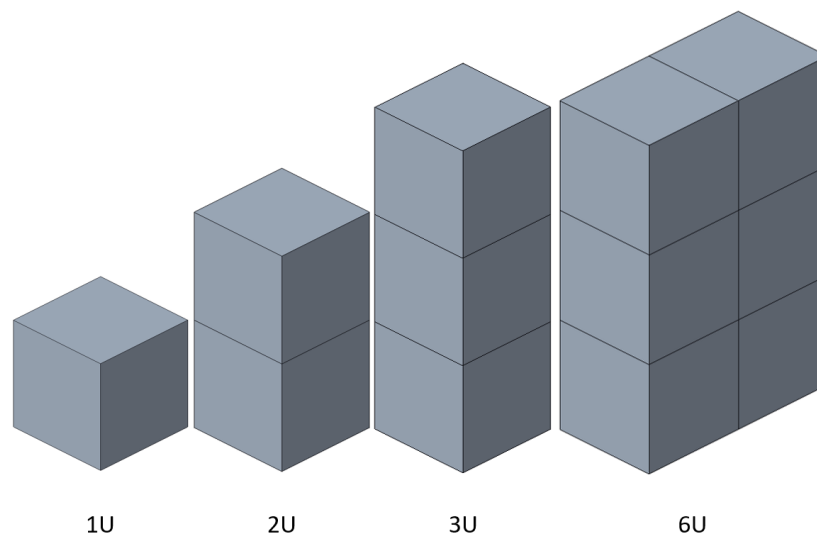
Figura 3 – Dimensões básicas de um CubeSat 1U em milímetros.



Fonte: Adaptado de CubeSat Design Specification (2022).

A partir dessa unidade de 1U, vários outros tamanhos são possíveis. Na Figura 4 apresenta-se alguns modelos considerados populares, como o 1U, 2U, 3U e o 6U (NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, 2017). O uso de módulos contribui para a estrutura de containerização, simplifica a metodologia de testes e flexibiliza adaptação para o lançador (CENTRO DE GESTÃO DE ESTUDOS ESTRATÉGICOS, 2018).

Figura 4 – Tamanhos padrão de Cubesat



Fonte: Adaptado de CubeSat Design Specification (2022).

Assim como satélites de grande porte, os nanossatélites contam com diversos componentes e subsistemas necessários para realização de uma missão, como os relacionados no Quadro 1, encontrados como itens de prateleira, componentes comprados prontos e validados para uso espacial (GILMORE, 2002):

Quadro 1 – Subsistemas de um satélite.

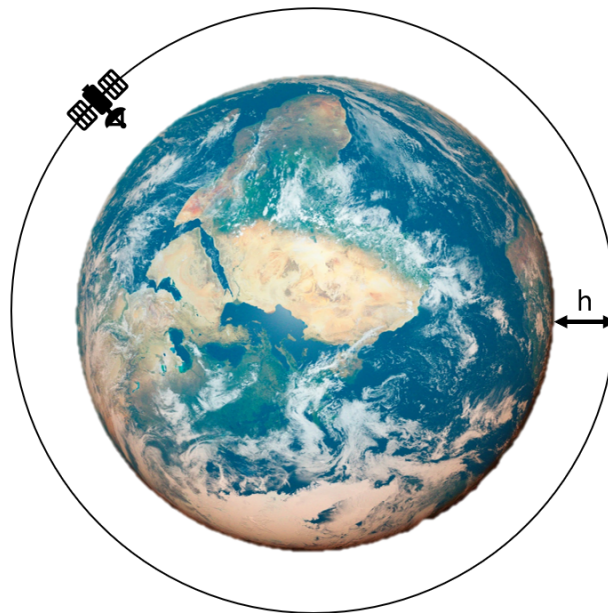
Subsistema	Descrição	Componentes
Elétrico de potência e distribuição (EPS)	Subsistema responsável por gerar e distribuir a energia elétrica.	- Paine Solar - Bateria - Unidade de captação e distribuição de potência
Telemetria, rastreamento e comando (TT&C)	Eletrônicos utilizados para monitorar, rastrear e realizar a comunicação com o solo.	- Transmissor - Receptor - Antena
Controle de velocidade e atitude (ACS)	Controlar o apontamento e velocidade.	- Rodas de reação - Magnetorques - Sensores de sol, terra e estrela
Controle térmico (TCS)	Controlar a temperatura do satélite e seus componentes para que não ultrapassem os patamares de temperaturas nominais.	- Aquecedor - Radiador - Acabamento superficial
Estruturas	Comportar todos os demais subsistemas.	- Mecanismos de liberação dos painéis solares - Mecanismo de separação do veículo lançador - Estrutura primária e secundária
Propulsão	Fornecer o empuxo necessário para correção de órbita e atitude.	- Mecanismos propulsivos - Válvulas e linhas de alimentação - Tanques de propelentes

Fonte: Adaptado de Gilmore, D. (2002), pg. 2.

2.2 PARÂMETROS ORBITAIS

Órbitas de baixa altitude, as chamadas órbitas *Low earth orbit* (LEO), estão contidas entre 150 e 1000 *km* a partir do nível do mar e, na maioria dos casos, circulares, como representada na Figura 5, sendo h a altitude da órbita. Ou seja, o corpo é centrado no foco e o raio da órbita é constante, assim, o valor de excentricidade, que determina o formato da órbita, é igual a zero (CURTIS, 2009).

Figura 5 – Esquema representativo de uma órbita circular.

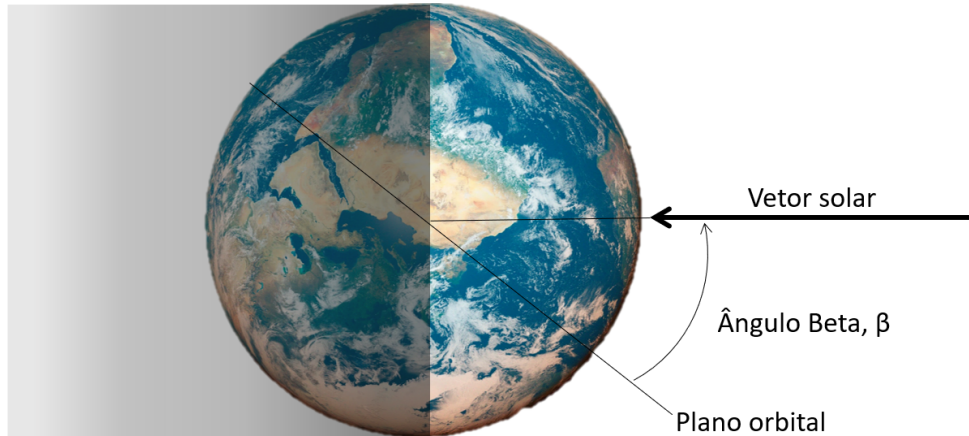


Fonte: Adaptado de (GILMORE, 2002), pg. 37

A Figura 6, apresenta as definições de parâmetros orbitais listados abaixo, conforme (GILMORE, 2002), (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012) e (CURTIS, 2009)

- Plano equatorial (EP), plano perpendicular ao eixo de giro da Terra;
- Ângulo solar diário, γ , ângulo formado no plano da eclíptica, plano de órbita da Terra com o Sol, entre o vetor solar e o ponto de equinócio vernal, γ , primavera hemisfério norte;
- Inclinação, i , ângulo formado entre o plano equatorial e o plano da órbita.
- Altitude, h , altura da órbita, ou seja, distância entre o satélite e o nível do mar terrestre;
- Nodo Ascendente (AN), ponto em que o satélite atravessa o plano equatorial ascendendo à órbita, enquanto o nodo descendente (DN), é o ponto em que o satélite desce à órbita;
- Ascensão reta do nodo ascendente (RAAN), ângulo formado entre o nodo ascendente medido a partir do equinócio vernal, no plano equatorial.
- Hora local do nodo descendente (LTDN), hora local em que o satélite desce o plano equatorial;
- Eclipse, momento em que o satélite está na sombra da Terra;
- Anomalia verdadeira, f , ângulo formado no plano orbital entre o satélite e o perigeu.

Figura 7 – Representação esquemática do ângulo beta.



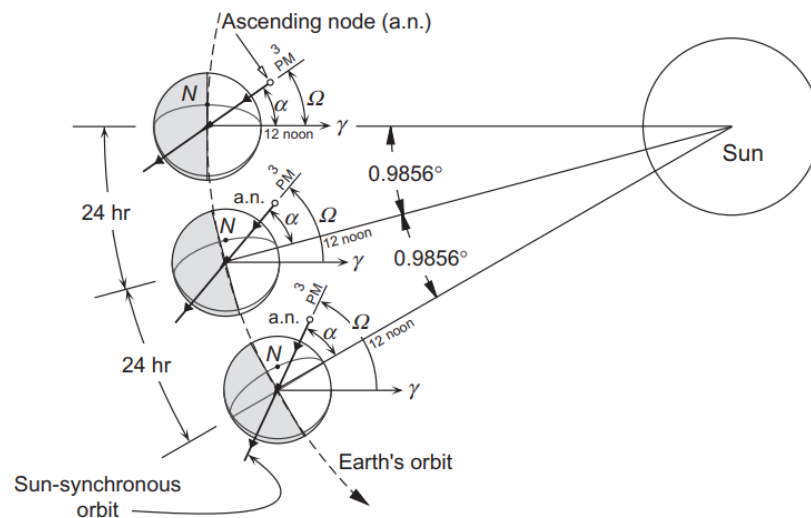
Fonte: Adaptado de Gilmore (2002, p.40).

Quanto menor o ângulo β , maior o tempo de eclipse, uma vez que o plano da órbita e o vetor solar estão paralelos, ao contrário das órbitas *Dawn-dusk*, que possuem ângulos β altos iguais a 90 graus, com isso, menor é o tempo de eclipse, podendo ser igual a zero, independente da altitude (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012). A fração de eclipse, f_E , durante a órbita varia de acordo com o ângulo β e pode ser calculada a partir da Equação 1, onde, h é a altitude da órbita e R é o Raio da Terra, (GILMORE, 2002).

$$f_E = \frac{1}{180} \cos^{-1} \left[\frac{(h^2 + 2Rh)^2}{(R+h)\cos\beta} \right] \quad (1)$$

Para o sensoriamento remoto, pode ser interessante utilizar uma órbita sol-síncrona (SSO), órbita circular cujo plano orbital possui um valor constante em relação ao ângulo β e inclinação i igual a 98,43 graus (CURTIS, 2009). Esses parâmetros influenciam também nos valores de albedo e radiação infravermelha (IR) da Terra, importantes para análises térmicas (GILMORE, 2002). A órbita sol-síncrona, permite passagens sucessivas sobre um mesmo ponto em um mesmo horário solar, possibilitando certa repetibilidade durante longos intervalos de tempo, como ilustrado na Figura 9, pois a movimentação da terra sobre o plano orbital solar é constante (REIS, 2011).

Figura 8 – Órbita sol síncrona.



Fonte: CURTIS, H (2009,p. 237).

Além do movimento ao longo da órbita terrestre, um satélite também experimenta a rotação em torno do próprio centro de massa, chamado de movimento em atitude (WERTZ, 1978). O controle da atitude do satélite é importante para sua orientação adequada (ALI et al., 2014), considerando que, para uma missão de sensoriamento remoto, é necessário saber o que está sendo registrado.

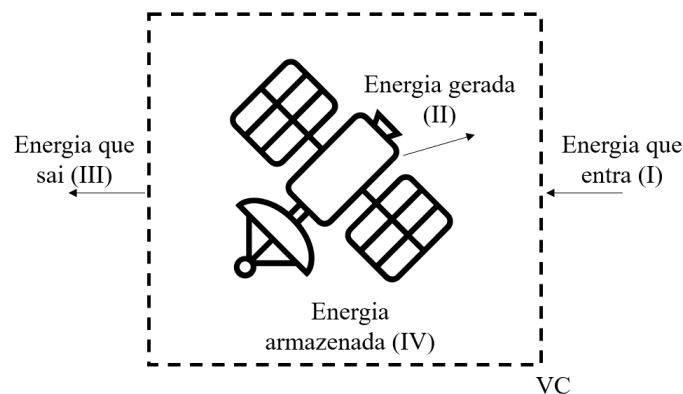
2.3 TRANSFERÊNCIA DE CALOR

O controle térmico do satélite deve prover a transferência de calor entre as diferentes partes do satélite, componentes e subsistemas, assim como as trocas de calor entre o satélite e o espaço. No ambiente espacial, as trocas de calor ocorrem por condução e radiação, sendo a convecção, transferência de calor entre uma superfície e um fluido, ser desprezada devido à ausência de um meio convectivo, como o ar, por exemplo (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012; INCROPERA, 2008).

A Figura 9 representa a conservação de energia de um volume de controle (VC) em um determinado instante de tempo (t) (INCROPERA, 2008). Sendo:

- I. a taxa na qual os fluxos de energia entram no VC;
- II. a taxa de energia gerada dentro do VC;
- III. o fluxo de calor que sai do VC;
- IV. energia armazenada internamente ao VC.

Figura 9 – Balanço de energia em um volume de controle (VC).



Fonte: Adaptado de (INCROPERA, 2008).

A transferência de calor por condução ocorre em um meio sólido, sendo que a taxa do fluxo de calor é conhecida como Lei de Fourier, Equação 2, onde o vetor de fluxo de calor é normal à superfície. A constante k é uma propriedade de transporte, a qual indica a taxa com que o calor é conduzido através do corpo. Materiais isotrópicos possuem a mesma condutividade térmica para qualquer direção (INCROPERA, 2008).

$$q'' = -k\nabla T \quad (2)$$

As propriedades termo-físicas dos materiais utilizados neste trabalho, para as estruturas e componentes dos subsistemas, podem ser encontradas na Tabela 2.

Tabela 2 – Valores das propriedades termo-físicas utilizadas no satélite.

Material	Densidade [kg/m³]	Condutividade térmica [W/mK]	Calor específico [J/kgK]
Alumínio 7075	2770	121,2	961,2
Alumínio 6061	2770	167,9	896
Fenolite	1490	0,94	1100
Kapton	1410	0,2	1004,4

Fonte: GILMORE, 2002.

A radiação térmica não necessita de um meio para propagação e engloba uma faixa de comprimentos de onda, sendo que essa intensidade varia de acordo com seu comprimento e direção. Conforme um corpo absorve a radiação, há a tendência de que a temperatura interna aumente. A absorvidade é uma propriedade que determina a

fração dessa radiação absorvida - um corpo negro absorve toda a radiação incidente, sendo a sua absorvidade α_S igual a 1. Já a emissividade é definida como a razão entre a radiação emitida pela superfície e a radiação emitida por um corpo negro à mesma temperatura, a emissividade ε_{IR} de um corpo negro é igual a 1 (INCROPERA, 2008).

O fator de forma, F_{ij} , é definido como a fração da radiação que deixa a superfície i e é interceptada pela superfície j. σ é a constante de *Stefan-Boltzmann* e tem valor igual a $5,670 \times 10^{-8} W/mK^4$. Assim, a troca radiativa entre duas superfícies, i e j, pode ser descrita na Equação 3, de acordo com INCROPERA, 2008.

$$q_{ij} = A_i F_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (3)$$

O balanço térmico do satélite pode ser escrito da seguinte forma: o calor emitido pelo satélite (I) é igual ao calor absorvido pelo satélite, (II) mais o calor dissipado internamente (III), conforme descrito pela Equação 4.

$$\underbrace{A_{sat} \varepsilon_{IR} \sigma T^4}_{(I)} = \underbrace{A(\alpha_S(Q_{I,S} + Q_{I,A}) + \varepsilon_{IR} Q_{I,IR})}_{(II)} + \underbrace{Q_D}_{(III)} \quad (4)$$

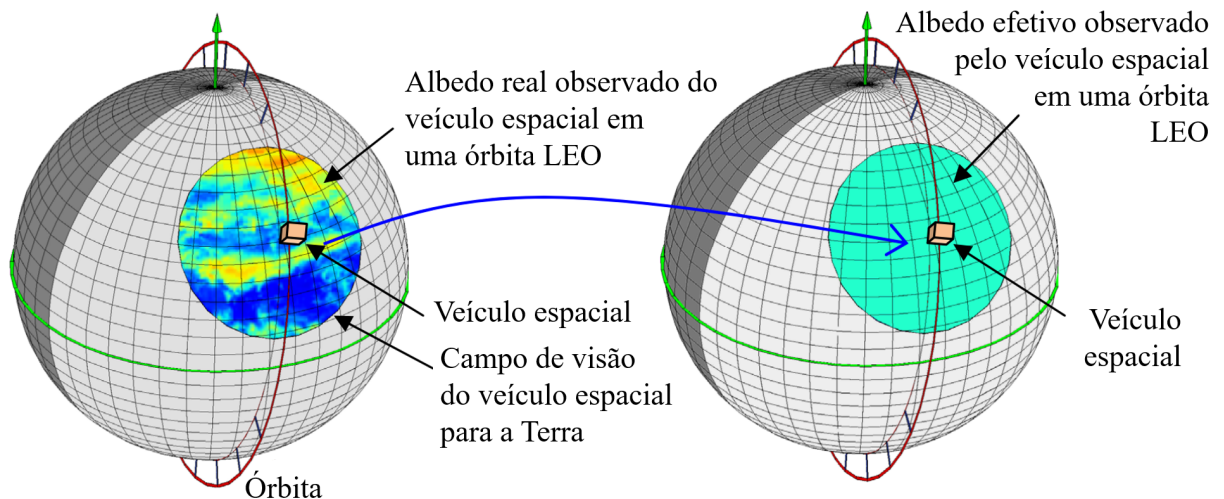
2.4 AMBIENTE ORBITAL TERRESTRE

Um dos principais parâmetros relacionado ao desenvolvimento de satélites está associado aos efeitos do ambiente espacial sobre o corpo (CORPINO et al., 2015). Durante a órbita, um corpo pode experimentar variações bruscas de temperatura que podem o levar à fadiga (JAMES, 1994). O Sol é uma das principais fontes de calor para a terra, a distribuição dessa energia pode ser aproximada à de um corpo negro, com uma temperatura média de $5785K$ (KLINKRAD; FRITSCH, 1998).

Parte da energia emitida pelo sol é absorvida pela Terra e a outra parte é reemitida para o espaço como Albedo e IR terrestre. Considerando a parte que é iluminada pelo sol e a parte que fica em eclipse, a Terra possui uma temperatura média, aproximada a de um corpo negro - igual a $253K$ - e um fluxo de energia médio de $349W/m^2$. Cerca de 33% deste valor é refletido como Albedo, razão entre a radiação refletida pela incidente, sendo que os maiores valores encontrados estão nas áreas cobertas por gelo e nas regiões equatoriais onde esses valores são, geralmente, menores (KLINKRAD; FRITSCH, 1998; STEPHENS et al., 2015; GILMORE, 2002).

O albedo e a Temperatura efetiva como mostrado na Figura 10, são os valores percebidos pelo satélite durante a órbita (PEYROU-LAUGA, 2017). Mas para fins práticos, normalmente são utilizados valores médios para a órbita.

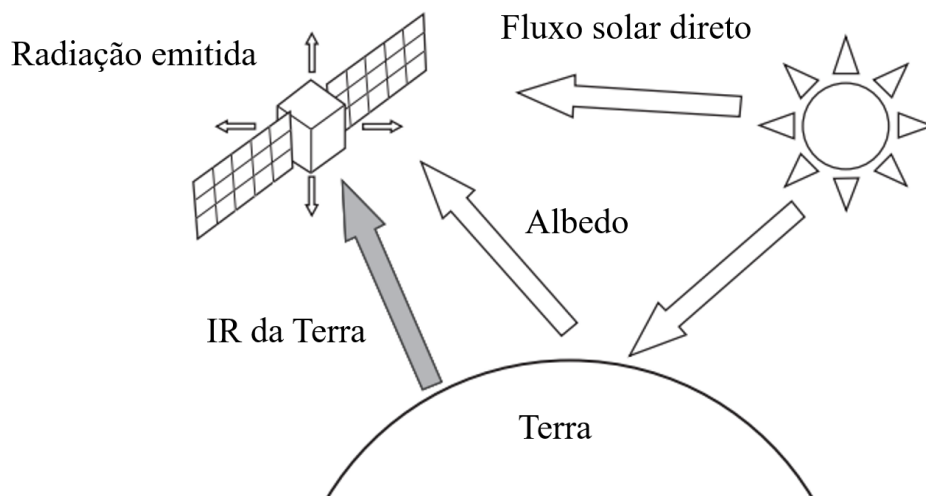
Figura 10 – Albedo efetivo e albedo real observados pela espaçonave.



Fonte: Adaptado de (PEYROU-LAUGA, 2017) p. 7

Em regiões que possuem alta reflexão de luz, como por exemplo os polos, locais cobertos por gelo e nuvens a altas altitudes, os valores da fração de albedo podem variar entre 0,8 e 0,95. Já para locais onde a maior parte da radiação incidente é absorvida, como por exemplo regiões com mata e oceanos, os valores variam entre 0,05 e 0,10 (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012). O albedo atinge principalmente espaçonaves em órbitas LEO e pode ser negligenciado para órbitas GEO. (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012; GILMORE, 2002).

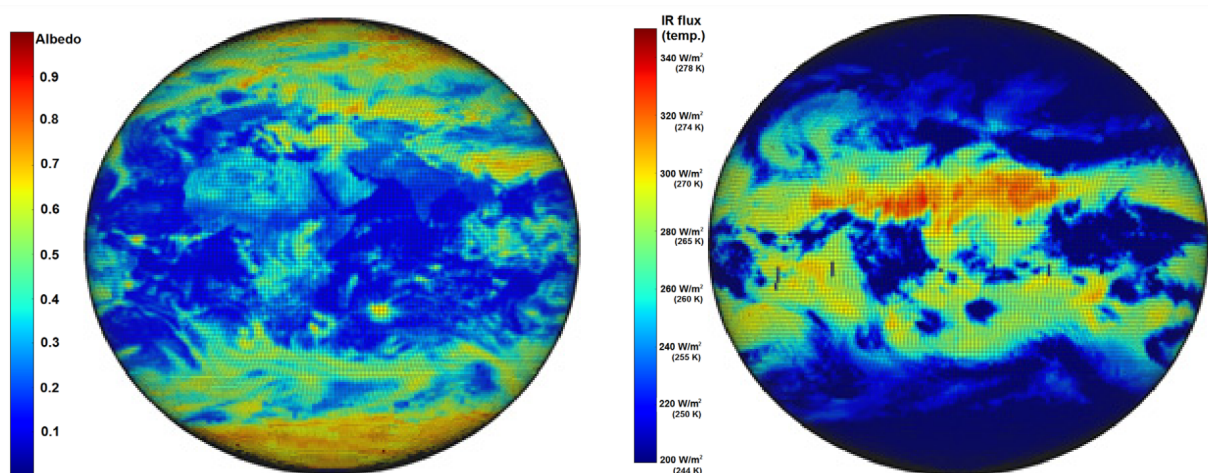
Figura 11 – Cargas térmicas que agem sobre um satélite em órbita na Terra.



Fonte: Adaptado de (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012), pg. 23.

Ao contrário do albedo, o IR da Terra não depende de condições da iluminação solar (PEYROU-LAUGA, 2017), assim, o fluxo pode ser considerado constante independente da posição do satélite na órbita (GARZÓN; VILLANUEVA, 2018). Os dados de fração de albedo e IR planetário foram obtidos a partir de dados fornecidos pela NASA, através do projeto *Clouds and Earth Radiant Energy System* (CERES), por instrumentos presentes em satélite a 705km de altitude em uma órbita sol-síncrona com um LTDN de 10:30. Na Figura 12 estão representadas medições da fração de albedo e IR da Terra durante o equinócio de primavera, no hemisfério norte, no ano de 2011, onde todas as partes do planeta são iluminados durante 12 horas consecutivas.

Figura 12 – Albedo medido, Figura da esquerda, e Fluxo do IR da Terra, Figura da direita, medidos na superfície terrestre no dia 21 de março de 2011.



Fonte: (PEYROU-LAUGA, 2017)

Nanossatélites operam em órbita circular baixa e por conta disso, ficam expostos, principalmente, a cargas externas como albedo, atrito de moléculas livres e radiação solar e terrestre (BATURKIN, 2005; KARAM, 1998). Os valores de fração de albedo e Radiação solar podem ser avaliados em valores médios para casos extremos do ambiente espacial sob a espaçonave, chamados de caso quente e caso frio (HENGEVELD et al., 2009).

O caso quente apresenta a incidência de cargas térmicas externas mais altas experimentadas pelo satélite, enquanto que, para o caso frio, estes valores são os menos intensos. Estes casos são avaliados em pontos da órbita, a partir dos solstícios de verão e inverno, no hemisfério norte, respectivamente (SILVA; MURAOKA; GARCIA, 2014).

O solstício de verão, para o hemisfério norte, é o ponto em que a Terra está mais distante do sol e a intensidade do fluxo solar é mínima, durante o afélio, correspondente a $1322W/m^2$. Já no solstício de inverno, para o hemisfério norte, onde há a menor distância entre a Terra e o Sol, durante o periélio, o fluxo solar corresponde a $1414W/m^2$. A constante solar é a intensidade da distância média entre a Terra e o sol, e é igual a $1367W/m^2$ (GILMORE, 2002), pg. 22. (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012), p. 24.

Além das cargas externas, os equipamentos dissipam calor durante seu funcionamento. Requisitos da média de calor gerados internamente ao satélite estão entre 15W e 40W normalmente, Esses valores são de dissipação interna como fonte de aquecimento dos mesmos, como no caso da bateria e computadores de bordo que possuem aquecedores (BATURKIN, 2005).

Assim, o problema do controle térmico deve iniciar por estabelecer as temperaturas especificadas em que o satélite estará exposto durante seus vários estágios de vida, ou seja, garantir que a temperatura, assim como os gradientes e transientes de temperatura dos componentes mecânicos, elétricos e eletrônicos permaneçam dentro das faixas requeridas para os mesmos (KARAM, 1998; SOUZA, 2022). As temperaturas típicas de operação de componentes internos, de acordo com Fortescue, Swinerd e Stark (2011), podem ser encontradas na Tabela 3, na qual pode ser verificado que os equipamentos com mais requisitos de segurança térmica geralmente são as baterias e câmeras (BATURKIN, 2005).

Tabela 3 – Valores típicos para requisitos térmicos

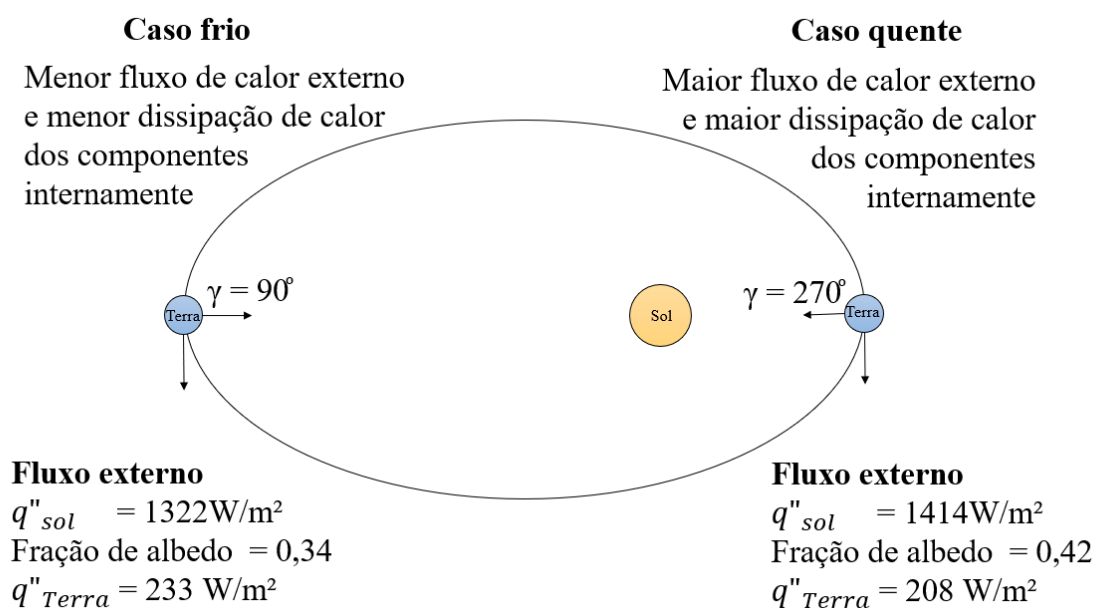
Componente	Limites de temperatura (°C)	Pico de potência(W)
Equipamentos elétricos	-10 a +40	Máx de 10 por unidade
Bateria	-5 a +15	Acima de 20
Microprocessadores	-5 a +40	Acima de 20
Mecanismos de rolamento	-5 a +40	-
Painéis solares	-60 a +55	-
Sensores de orientação	-5 a +45	Máx 5
Câmera	21	Máx 10
Carga útil	Depende da missão	Depende da missão

Fonte: Adaptado de Baturkin, V.(2005)

Como o desempenho e a durabilidade de um satélite são aprimorados por uma temperatura mais constante, surgem requisitos mais rigorosos e os intervalos de temperatura estabelecidos podem ser frequentemente modificados (KARAM, 1998). Durante uma missão, os períodos em que os equipamentos do satélite possuem dissipação máxima, podem ocorrer tanto no período de maior fluxo de calor externo como no de menor, assim, é possível resumir as condições para os diferentes casos em análise indicados na Figura 13.

Por conta disso, durante as análises, é importante usar as combinações mais extremas, sendo o caso quente aquele com maior dissipação interna e maior fluxo de calor externo e o caso frio aquele com menor dissipação de calor interna e menor fluxo de calor externo (LEITE et al., 2010).

Figura 13 – Esquema com as informações sobre os casos quente e frio.



Fonte: Autora (2022).

2.4.1 Controle passivo

O controle térmico de um satélite tem por objetivo manter a temperatura dos componentes dentro dos patamares fornecidos pelo fabricante, durante seus vários estágio de vida (KIM; HAN, 2010; MARTIN, 2004). Satélites pequenos, com recursos financeiros limitados, dão grande ênfase ao controle térmico passivo, devido ao seu baixo custo, simplicidade e facilidade de implementação e confiabilidade (CORPINO et al., 2015; ANVARI; FARHANI; NIAKI, 2009).

A adição de controles térmicos passivos ou ativos pode diminuir as mudanças bruscas de temperatura durante a passagem para o eclipse do satélite (GILMORE, 2002). As faces externas do satélite, quando em rotação, assim como painéis solares, podem ser usados como dissipadores de calor, pois possuem uma razão entre os valores de absorção e emissividade menores que 1. As faces externas do satélite também podem ser usadas como radiadores para rejeição de calor quando apontadas para o espaço profundo (BATURKIN, 2005).

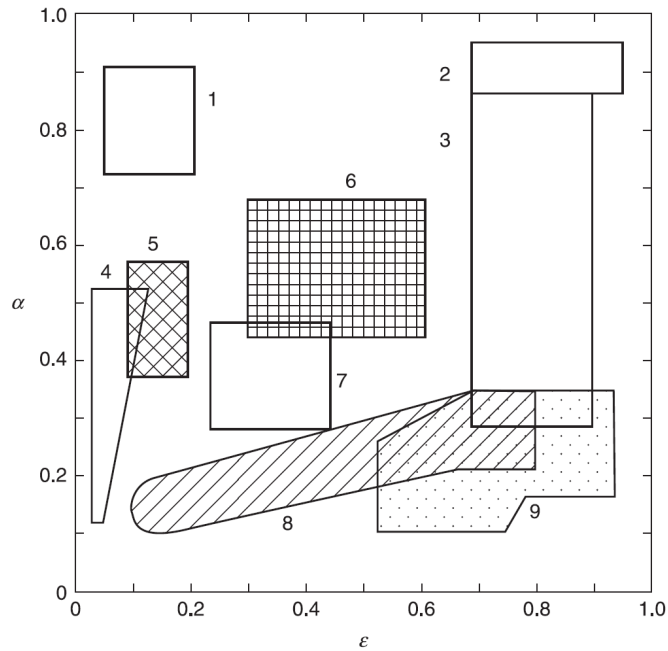
2.4.1.1 Acabamentos superficiais e as propriedades ópticas

Uma das formas de controle térmico passivo em satélites está voltada aos acabamentos superficiais. As propriedades ópticas têm grande influência nas trocas de calor com o ambiente espacial devido à radiação, com isso, pode ser interessante estudar os diversos acabamentos superficiais, além de proteger quanto à corrosão em ambiente espacial, uma vez que as trocas de calor entre o espaço e o satélite se tornam problemáticas quando as superfícies com acabamentos ópticos, absortividade, α_S , e a emissividade infravermelha, ε_{IR} , são modificadas pelas condições do ambiente espacial (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012).

Na Figura 14 de Meseguer, Pérez-Grande e Sanz-Andrés (2012), estão elencados valores das propriedades ópticas de materiais frequentemente utilizados nos acabamentos superficiais de uso espacial, na qual:

1. Cobertura seletiva preta;
2. Tinta preta;
3. Tintas cinza e pastel;
4. Metal polido;
5. Metal não polido;
6. Metal jateado;
7. Coberturas metálicas;
8. Filmes dielétricos em metais polidos;
9. Tinta branca, polímeros metalizados e superfícies espelhadas.

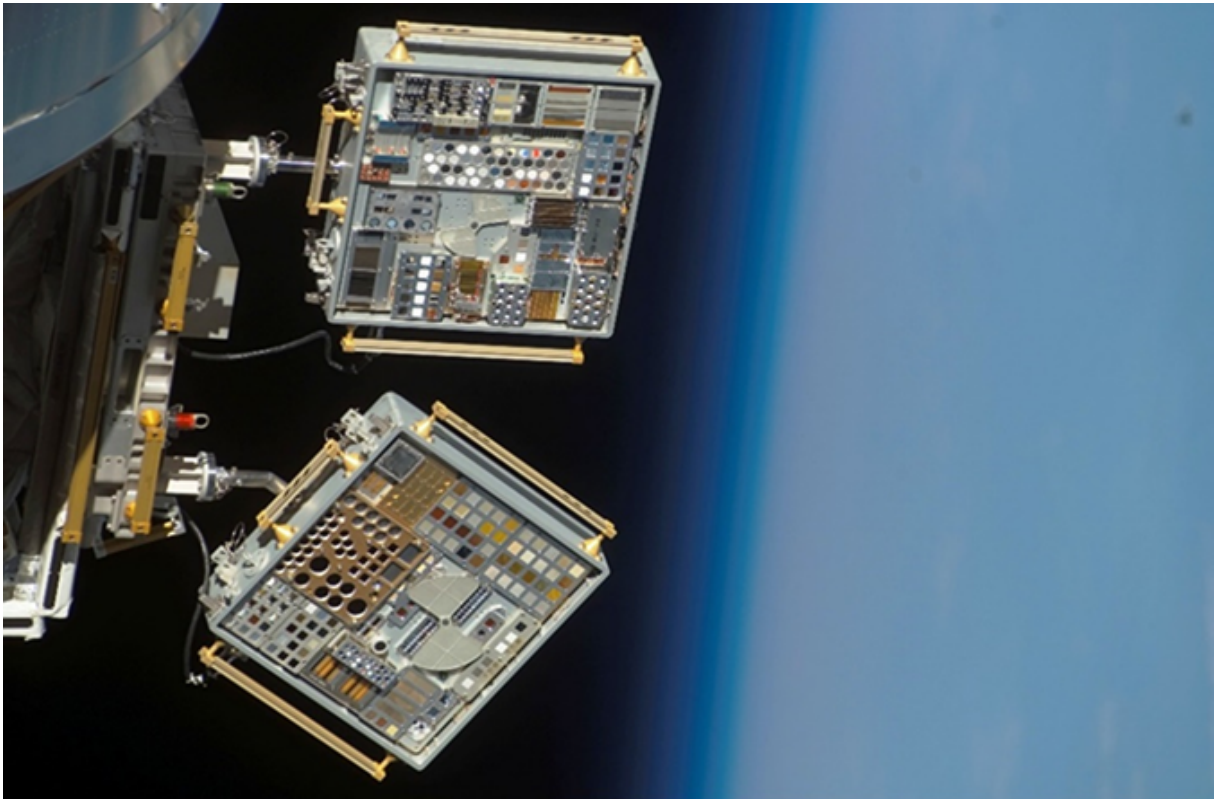
Figura 14 – Propriedades ópticas de diferentes materiais para coberturas superficiais.



Fonte: (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012), pg. 94 adaptado de (GILMORE, 2002), pg. 141

O ambiente espacial foi considerado responsável por levar algumas missões a falhas catastróficas, principalmente quando considerada a degradação de superfícies de sistemas de controle térmico (BEDINGFIELD; LEACH, 1996). O programa MISSE, (*Materials International Space Station Experiment*), tem testado diversos materiais e pinturas, de diversos fabricantes, de forma a experimentar as condições destes ao ambiente e validá-los para o uso espacial. Na Figura 15 a missão MISSE 6A e MISSE 6B.

Figura 15 – Imagem registrada da missão MISSE 6A e MISSE 6B a partir da Estação Espacial Internacional (ISS).



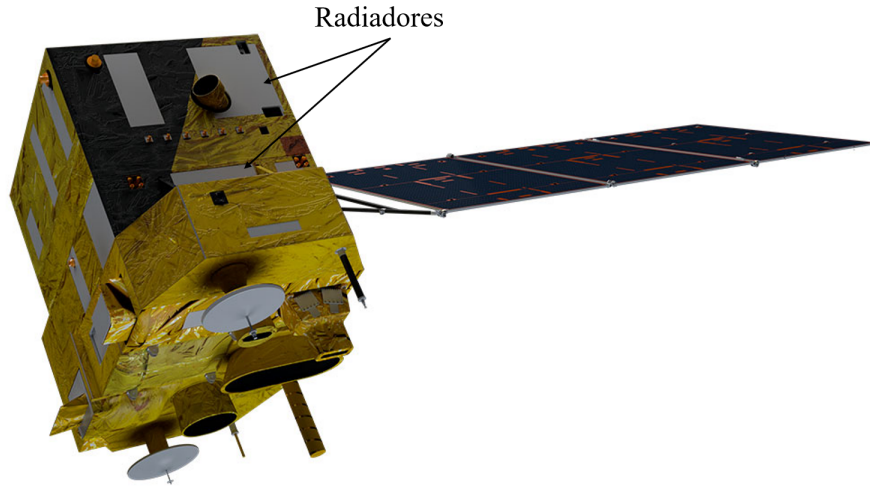
Fonte: NASA(2008)

Como forma de dificultar a passagem de calor proveniente das diversas fontes de calor em que o satélite está exposto, diversos satélites utilizam isolamentos de multi-camadas, os chamados *multilayer insulation*, MLI. Esses materiais podem ser usados como acabamentos superficiais e são capazes de refletir entre 90 e 99 % da radiação incidente (FINCKENOR; DOOLING, 1999).

2.4.1.2 Radiadores

Radiadores são dispositivos que têm o intuito de facilitar as trocas de calor. Para o uso espacial, os radiadores são utilizados como forma de dissipar calor do satélite para o espaço pois possuem acabamentos superficiais com alta emissividade e baixa absorvidade, com valores em torno de 0,8 e 0,2, respectivamente (GILMORE, 2002). Na Figura 16, o satélite sino-brasileiro de recursos terrestres, CBERS-4, possui radiadores, componentes brancos, ao longo de suas faces.

Figura 16 – Imagem do CBERS-4 com destaque para os radiadores.



Fonte: CBERS/INPE – Divulgação

Para o dimensionamento de radiadores, é necessário realizar o balanço térmico do satélite e a partir disso, estipular o calor excedente que deve ser rejeitado para o espaço. Os valores utilizados para o calor gerado pelo satélite são as quantidades correspondentes ao caso quente, onde há a maior dissipação interna (FARAG et al., 2021). A partir do balanço de energia do satélite, tem-se a Equação 5 .

$$Q_{s,radiador} = A_{rad}\varepsilon_{IR}\sigma T^4 = Q_{abs} + Q_{geradosat}. \quad (5)$$

Isolando o termo correspondente à área tem-se a Equação 6. Onde, ε_{IR} e α_S correspondem às propriedades ópticas dos materiais utilizados, $Q_{geradosat}$ à quantidade de potência dissipada pelos equipamentos internos do satélite, q aos fluxos de calor recebidos pelo satélite em forma de albedo, IR terrestre e fluxo solar, e T a temperatura da superfície do radiador (SOUZA, 2022).

$$A_{rad} = \frac{Q_{geradosat}}{\varepsilon_{IRIR}\sigma T^4 - (\alpha_S q_{sol} + \alpha_S q_{albedo} + \varepsilon_{IR} q_{IR})} \quad (6)$$

2.4.1.3 Resistência térmica de contato

Durante o desenvolvimento do controle térmico, é interessante e importante considerar os efeitos do contato entre duas placas no vácuo. Em alguns casos é vantajoso que essa interação seja facilitada, e em outros, mais isolada (GILMORE, 2002). Para a junção entre duas interfaces, ligadas por um parafuso ou junta, não é possível considerar apenas a resistência entre duas superfícies sem considerar os efeitos na conexão entre as juntas (MIKIC, 1967).

Para análises unidimensionais, em regime estacionário e sem geração de energia, o fluxo de calor pode ser considerado constante, com isso, o sistema térmico é análogo a um circuito elétrico (INCROPERA, 2008). Assumindo que a temperatura

varia linearmente em uma dada direção, a Equação 7 representa a resistência térmica para a condução. Paredes compostas também podem ser analisadas da mesma forma, utilizando a resistência equivalente, sendo a Equação 8, para resistência equivalente em série e, a Equação 9, para resistência equivalente em paralelo.

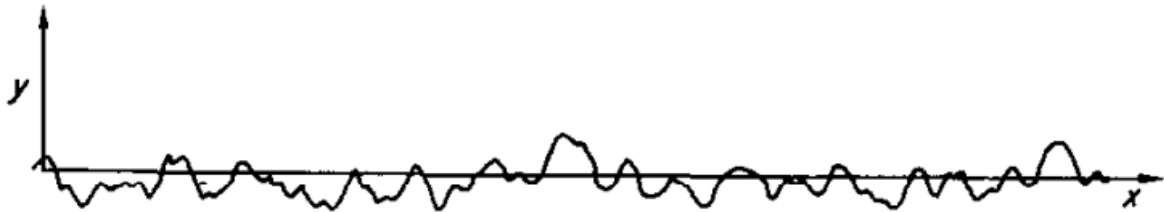
$$R_{t,cond} = \frac{L}{kA} \quad (7)$$

$$R_{Eq,serie} = \frac{L_1}{k_1 A_1} + \frac{L_2}{k_2 A_2} + \dots + \frac{L_N}{k_N A_N} \quad (8)$$

$$\frac{1}{R_{Eq,paralelo}} = \frac{1}{\frac{L_1}{k_1 A_1}} + \frac{1}{\frac{L_2}{k_2 A_2}} + \dots + \frac{1}{\frac{L_N}{k_N A_N}} \quad (9)$$

Normalmente, mesmo uma superfície considerada lisa, existem rugosidades a níveis microscópicos que podem aumentar a resistência térmica entre duas superfícies (COOPER; MIKIC; YOVANOVICH, 1969). Na figura 17, há a exemplificação da irregularidade em uma superfície.

Figura 17 – típico perfil de uma superfície.



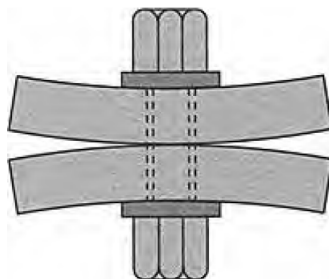
Fonte: (COOPER; MIKIC; YOVANOVICH, 1969).

É preciso, também, considerar os efeitos da uniformidade e da pressão entre as superfícies no vácuo. A condução de calor entre essas duas regiões é chamada de condutância térmica de contato, h_c , que pode ser expressa como indicado na Equação 10. A condutância térmica de contato depende de diversos fatores, entre eles a pressão exercida entre as paredes, o acabamento superficial entre as superfícies em contato, além de aspectos como rugosidade e planicidade. Dependendo da necessidade do contato, podem ser adicionados materiais para preencher estes vazios, no entanto, para a análise deste trabalho, será considerado vácuo (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012).

$$h_c = \frac{1}{R_c} \quad (10)$$

Para superfícies parafusadas entre si, o calor é conduzido radialmente através do parafuso de uma superfície para a outra. Fried (1971) realizou um estudo e estipulou valores que podem ser utilizados através de interpolação. Indicados na Tabela 4 e aplicados de acordo com o tamanho do parafuso e espessura da chapa, multiplicado pela quantidade de prendedores (GILMORE, 2002).

Figura 18 – Representação de junção por parafusos.



Fonte: (GILMORE, 2002), pg. 260

Tabela 4 – Condutância de contato fornecida por cada parafuso de acordo com seu tamanho

Diâmetro do parafuso [mm]	Condutância [W/K]
1,98	0,21
2,84	0,26
3,51	0,42

Fonte: Adaptado de (GILMORE, 2002) pg. 265.

2.5 ANÁLISES NUMÉRICAS

Há dois tipos de análise térmica: análise em regime estacionário, que determina a distribuição de temperatura em condições estacionárias, onde as mudanças das cargas térmicas podem ser negligenciadas. E, as análises em regime transiente, que determinam a distribuição variável de temperatura (BULUT; SOZBIR, 2015). Para este trabalho, serão analisados os regimes transientes para os piores cenários, casos quente e frio.

O problema foi desenvolvido utilizando o programa Thermal Desktop, com o SINDA/FLUINT, *Systems Improved Numerical Differencing Analyzer/ Fluid Integrator*, código utilizado para analisar sistemas térmicos utilizando diversos parâmetros de forma, sendo capaz de resolver problemas dos processos de transferência de calor com condução e radiação (CULLIMORE; RING; UNGAR, 1992). O SINDA foi desenvolvido pelo departamento de transferência de calor e termodinâmica da *TRW Systems Group*, para resolver problemas térmicos a partir do método das diferenças finitas (ISHIMOTO;

FINK, 1971).

A partir do princípio da conservação da energia, tem-se a Equação 11, equação da condução de calor (KARAM, 1998).

$$\nabla \cdot (k \cdot \nabla T) + q^* = \rho c \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right) \quad (11)$$

Aplicando as condições de contorno para temperatura prescrita nas faces e condição inicial de $T(r_i, 0) = T_0(r_i)$, a Equação 11 ser reescrita de acordo com a Equação 12 simplificada.

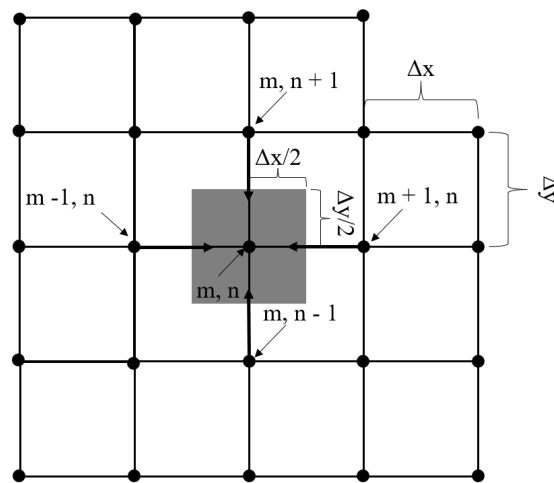
$$[-k(T) \cdot \nabla T] \cdot n_{ri} = \sum_j K'_{ij}(T)(T_{ri} - T_{rj}) + \phi(t) \quad (12)$$

Onde,

- k a condutividade térmica;
- T a Temperatura;
- q^* a geração volumétrica de calor;
- c o calor específico;
- t , o tempo;
- n_{ri} a normal à superfície r_i ;
- K'_{ij} a condutância de r_i para r_j ;
- ϕ o calor recebido de fontes externas.

Para resolver este problema, o método utilizado é o de diferenças finitas através do programa Thermal Desktop, SINDA/FLUINT, que consiste a partir do modelo CAD, dividir o satélite em um conjunto de regiões, representando cada uma através de nós isotérmicos conectados através de condutâncias (MESEGUER; PÉREZ-GRANDE; SANZ-ANDRÉS, 2012; KARAM, 1998). A Figura 19 exemplifica o método para o caso bidimensional, no qual a geometria é separada em regiões com ΔX por ΔY e o nó central é cercado por todos os vizinhos.

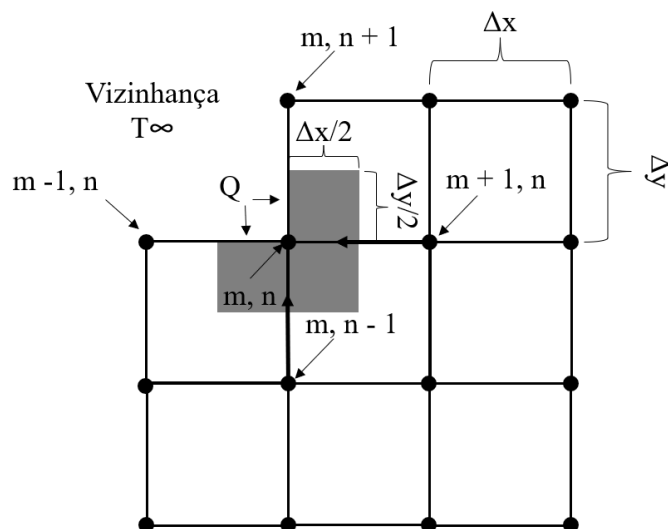
Figura 19 – Representação da malha bidimensional.



Fonte: Adaptado de (KARAM, 1998), pg. 96

Para o caso em que o nó central não possui todos os vizinhos, os parâmetros de radiação são adicionados, exemplificado na Figura 20.

Figura 20 – Representação da malha bidimensional.



Fonte: Adaptado de (KARAM, 1998), pg. 98

Assim, a Equação 11, pode ser discretizada conforme exemplificado na Equação 13 (KARAM, 1998).

$$\begin{aligned}
& k \left(\frac{\Delta y \cdot 1}{2} \right) (T_{m-1,n} - T_{m,n}) + k \left(\frac{\Delta x \cdot 1}{\Delta y \cdot 2} \right) (T_{m,n+1} - T_{m,n}) \quad (13) \\
& + k \left(\frac{\Delta y \cdot 1}{\Delta x} \right) (T_{m+1,n} - T_{m,n}) + k \left(\frac{\Delta x \cdot 1}{\Delta y} \right) (T_{m,n-1} - T_{m,n}) \\
& = F_{(m,n)para\infty} \left(\frac{\Delta y}{2} \cdot 1 \right) (\sigma T_{m,n}^4 - \sigma T_{\infty}^4) + F_{(m,n)para\infty} \left(\frac{\Delta x}{2} \cdot 1 \right) (\sigma T_{m,n}^4 - \sigma T_{\infty}^4)
\end{aligned}$$

Onde, $F_{(m,n)}$ é o fator de forma.

Essas equações são resolvidas através do programa comercial devido a alta complexidade gerada pelas trocas de calor interna, dependência das variáveis das condutâncias e de radiação e da variação dos fluxos de calor ao longo da órbita (GILMORE, 2002).

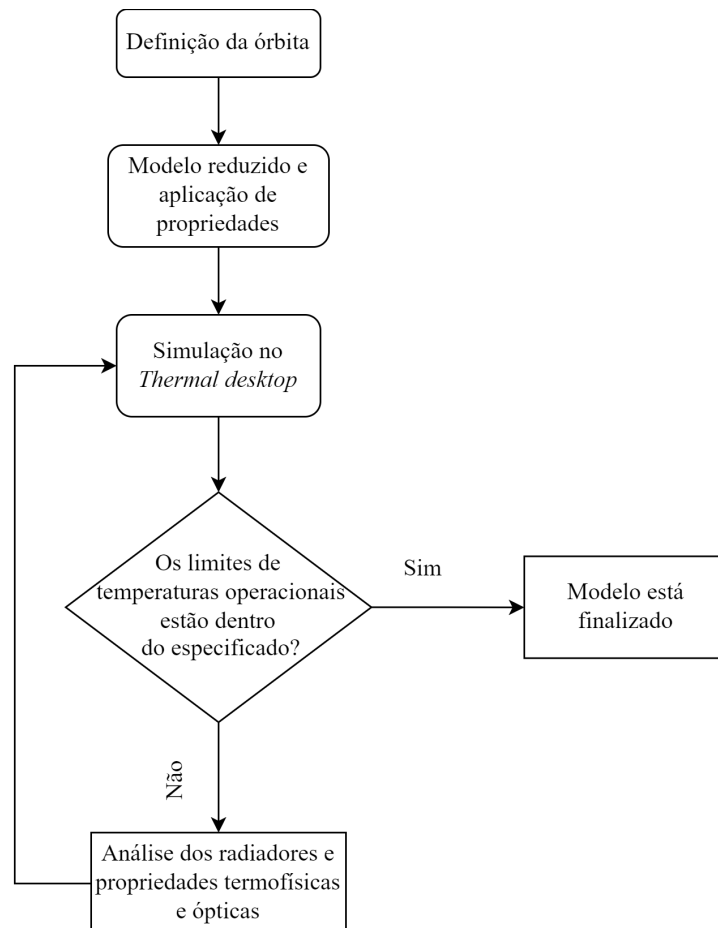
O procedimento usual para a resolução do problema de acordo com Meseguer, Pérez-Grande e Sanz-Andrés (2012), consiste em:

1. Construir a geometria simplificada com base no modelo real;
2. Estipular a malha adequada para o elemento;
3. Definir as condições do ambiente - as cargas externas. Aplicar a órbita e os pontos em que é necessário conhecer as cargas térmicas;
4. Conhecer as cargas reais incidentes nas faces do satélite, podendo utilizar nós externos para compreender tais valores;
5. Definir o acoplamento entre os nós, juntas, parafusos e condutâncias;
6. Definir a potência dissipada por cada nó;
7. Definir os casos de análise.

3 METODOLOGIA

Para a realização do trabalho, a metodologia foi desenvolvida conforme ilustrado no fluxograma da Figura 21. Inicialmente, foi definida a missão que o satélite iria executar e a partir disto, escolher quais equipamentos iriam compor os subsistemas do satélite, sendo que, para este trabalho, não foram levantadas questões funcionais de cada equipamento ou componente. Posteriormente, foram analisados os dados orbitais, assim como as cargas térmicas às quais o satélite estará exposto. A partir destes parâmetros, foi possível iniciar a modelagem em programa comercial para dar início às análises térmicas.

Figura 21 – Fluxograma das atividades realizadas para a modelagem térmica do satélite.



Fonte: Autora (2022).

3.1 METODOLOGIA SIMULAÇÃO DE ÓRBITA

Para a simulação da órbita, foi utilizado o programa comercial Ansys System Tool Kits (STK), no qual foram utilizados dados de entrada, como, órbita sol-síncrona, altitude e LTDN. Com esses dados, o programa estabelece os demais parâmetros, como ilustrado na Figura 22, onde a Inclinação é um propriedade da geometria da órbita que é calculada automaticamente pelo programa.

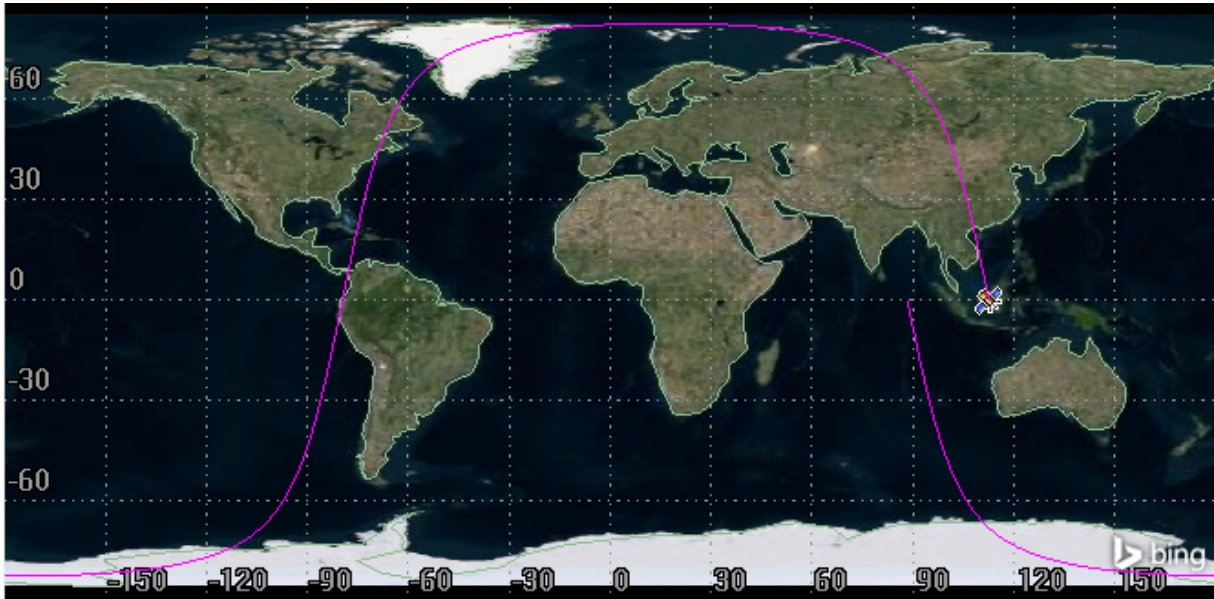


Figura 22 – Órbita definida do CubeSat.

Fonte: Autora (2022).

A Tabela 5 contém os dados de entrada utilizados no programa STK e posteriormente no AUTOCAD Thermal Desktop como dados de entrada da órbita.

Tabela 5 – Parâmetros orbitais iniciais utilizados para as simulações do CubeSat

Parâmetro	Valor
Semi-eixo maior	6978,14 <i>km</i>
Excentricidade	0
Altitude	600 <i>km</i>
Inclinação	97,7924
LTDN	10:30
Atitude de voo	Nadir

Fonte: Autora (2022)

3.2 METODOLOGIA SIMULAÇÃO TÉRMICA

Utilizando os valores discutidos por Gilmore (2002), Silva, Muraoka e Garcia (2014), e, Peyrou (2017), a determinação dos valores médios de Albedo, IR da Terra e

fluxo solar para os casos frio estão presentes na Tabela 6, sendo para o caso frio a Tabela 6 a), e caso quente, Tabela 6 b), para análise dos cenários cujas condições são mais extremas.

Tabela 6 – Valores utilizados nas simulações dos casos quente e frio.

(a) Caso Frio		(b) Caso Quente	
Parâmetro	Valor	Parâmetro	Valor
Fluxo solar [Wm^{-2}]	1322	Fluxo solar [Wm^{-2}]	1414
Fluxo de IR da Terra [Wm^{-2}]	233	Fluxo de IR da Terra [Wm^{-2}]	208
Fração de albedo	0,34	Fração de albedo	0,42
Dissipação interna	Mínima	Dissipação interna	Máxima

Fonte: Autora (2022).

Foram separados equipamentos de prateleira, cujos parâmetros se encontram no Anexo A, necessários para a operação do satélite, conforme os subsistemas essenciais para o funcionamento do módulo de serviço, assim como a carga útil. A Tabela 7, contempla os dados dos equipamentos fornecidos pelos fabricantes como massa e patamares de temperatura permitidos de cada componente. As simulações foram avaliadas para um ano de duração, sendo limitadas pelo tempo de vida da bateria, que de acordo com o fornecedor é de 12 meses.

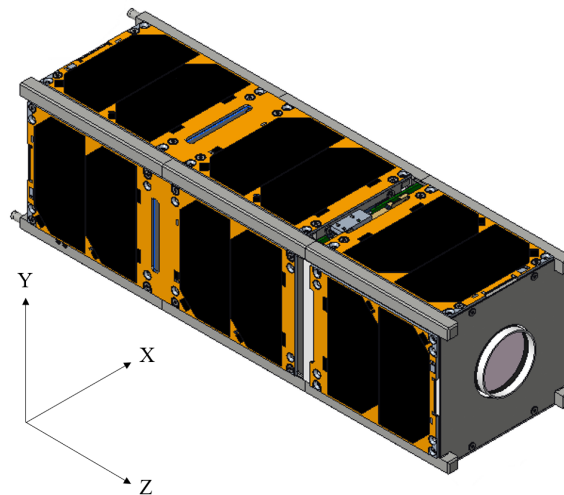
Tabela 7 – Dados dos componentes de prateleira fornecidos pelos fabricantes.

Equipamento	Massa [g]	Limites de temperatura operacional [°C]	Limites de temperatura de sobrevivência [°C]
EPS	416,7	-20 a 70	-40 a 80
ANT	89	-20 a 60	-30 a 70
ADCS	1150	-20 a 40	-45 a 85
TT&C	120	-40 a 70	Não informado
carga útil	354	0 a 60	-40 a 85
Painel solar	150	-40 a 125	Não informado

Fonte: Autora (2022).

O projeto inicial do CubeSat proposto, pode ser verificado na Figura 23. Nela, o eixo Z positivo, sempre aponta para a Terra e, o eixo +X no sentido de direção de voo.

Figura 23 – Modelo CAD do CubeSat.



Fonte: Autora (2022).

Para dimensionar o tamanho do radiador necessário, para dissipar o calor excedente resultante do satélite, foi utilizada a Equação 6. Para isso, foram levantados os dados de dissipação térmica dos componentes. Para o caso quente, no qual a dissipação térmica interna deve ser máxima, determinou-se que toda a energia que o equipamento recebe foi transformada em efeito *Joule*, ou seja, o equipamento dissipa em forma de calor toda a energia consumida por ele.

Para o caso frio, no qual a dissipação térmica interna deve ser mínima, definiu-se a hipótese de que os equipamentos não essenciais - como carga útil e antenas - não estavam em atividade, ou estavam sob consumo mínimo - EPS e ADCS. Os consumos e dissipação térmica dos equipamentos utilizados no satélite estão elencados na Tabela 8. O subsistema de EPS é formado pelos equipamentos unidade de distribuição (IPDU), unidade de bateria (IPBU), unidade de armazenamento (MCU) e rastreador do ponto de energia (MPPT).

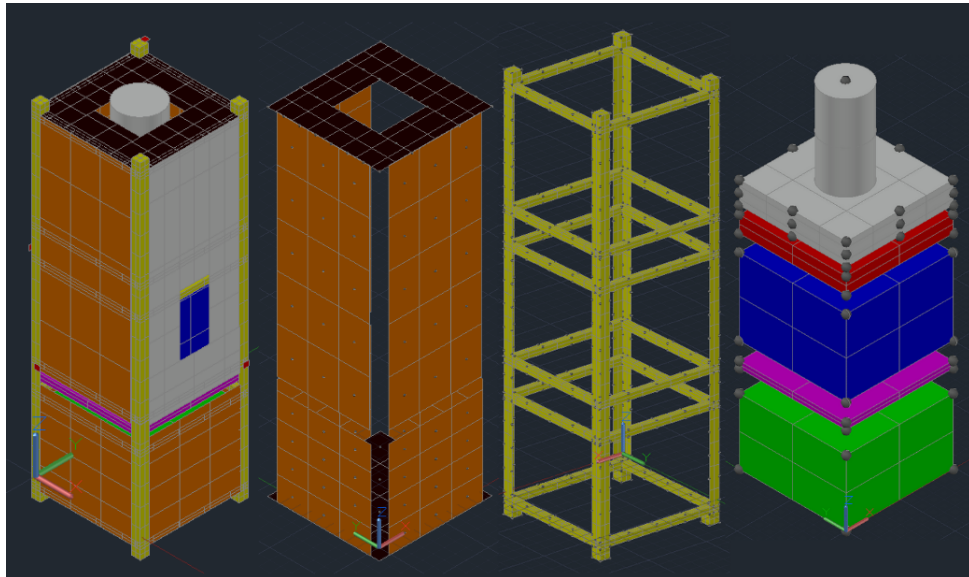
Tabela 8 – Dados de dissipação térmica dos equipamentos para os casos quente e frio.

Equipamento	Dissipação térmica [W]	
	Caso quente	Caso Frio
IPDU	0,066	0,066
IPBU	0,063	0,063
MCU	0,066	0,066
MPPT	0,331	0,331
ADCS	2,0	0,9
TT&C	13,0	1,5
Antena	0,04	0,04
carga útil	2,9	0,38

Fonte: Autora (2022).

Para a modelagem térmica, foram extraídas as dimensões de comprimento, altura e largura dos equipamentos, a fim de definir o volume para o modelo reduzido. A Figura 24 contempla o modelo reduzido em diferentes partes, para facilitar a visualização dos componentes do satélite.

Figura 24 – Modelo reduzido realizado no SINDA/FLUINT.



Fonte: Autora (2022).

Os equipamentos TT&C e carga útil, possuem alta discrepância dos valores da densidade entre o modelo CAD e modelo reduzido. Isso pode ser atribuído à modelagem do equipamento pelo fornecedor, uma vez que, quando modelado em superfície, o programa identifica ausência de volume, não sendo contabilizado no cálculo da densidade relativa.

A fim de manter as massas dos equipamentos, estabelecidas pelos fabricantes, ao definir as dimensões dos modelos reduzidos, foram elencadas as principais dimensões de cada equipamento e realizado um levantamento dos volumes. A partir disso, novas densidades relativas foram calculadas para o modelo reduzido. Na tabela 9, estão elencadas as densidades aplicadas a cada equipamento.

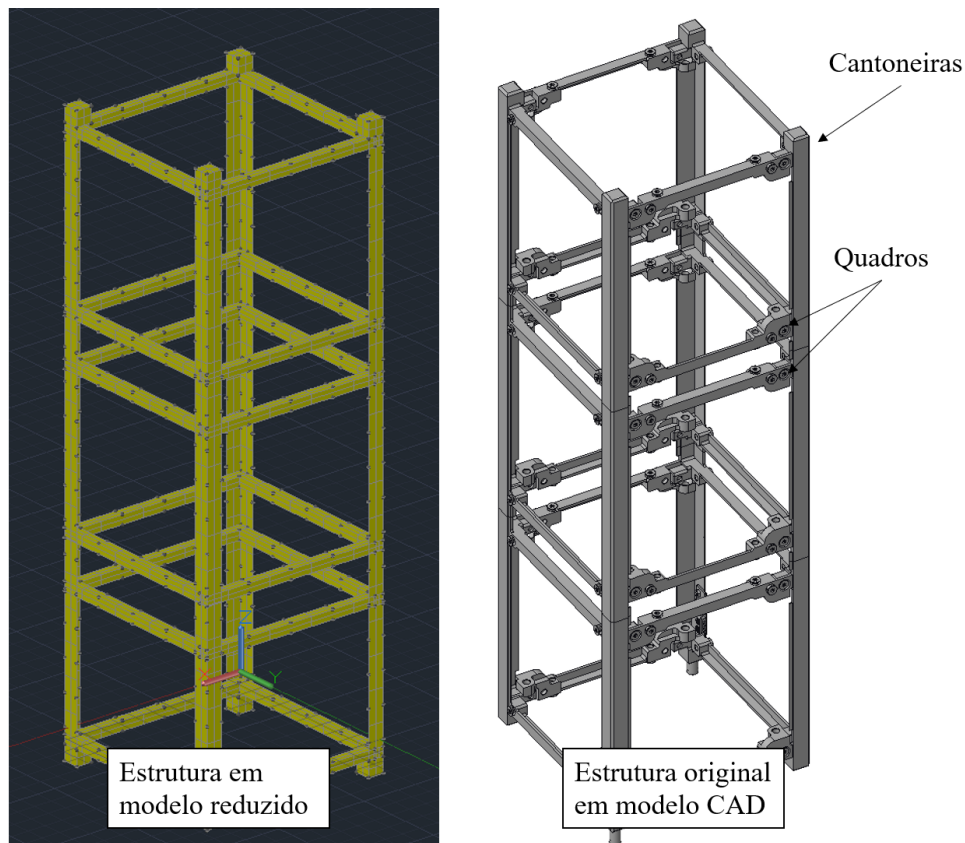
Tabela 9 – Volumes e densidades relativas dos equipamentos de prateleira utilizados.

Equipamento	Massa [g]	Volume [m³]	Densidade relativa [kg/m³]
EPS	4,17E+02	1,70E-04	2,45E+03
EPS red.		5,76E-04	7,23E+02
ANT	8,90E+01	4,53E-05	1,96E+03
ANT red.		5,76E-05	1,54E+03
ADCS	1,15E+03	3,55E-04	3,24E+03
ADCS red.		6,72E-04	1,71E+03
TT&C	1,20E+02	2,92E-05	4,11E+03
TT&C red.		1,44E-04	8,33E+02
carga útil	3,54E+02	3,53E-05	1,00E+04
carga útil red.		3,16E-04	1,12E+03

Fonte: Autora (2022).

Como as geometrias são simples, facilitou-se a aplicação da malha em todos os componentes, os volumes foram divididos de forma com que os nós fossem colocados nas bordas das peças, a fim de facilitar a conexão entre os mesmos. Para as cantoneiras, os nós foram mesclados a fim de elaborar uma peça única. Os Quadros, muito importantes para a resistência mecânica da estrutura e também para fixação dos componentes internos, foram unidos utilizando os contatos de face, com uma condutância h_c . O material aplicado aos componentes estruturais foi o alumínio 7075, conforme especificado pelo fabricante. A comparação entre a estrutura real e a reduzida pode ser observada na Figura 25.

Figura 25 – Parafusos de fixação do painel solar e placa externa na face -Z.



Fonte: Autora (2022).

Para as conexões entre as superfícies, foram utilizados os valores correspondentes aos tamanhos de parafusos utilizados no satélite, indicados por GILMORE, 2002. Considerou-se que todas as superfícies são fixadas entre si através de parafusos de tamanho M2,5 e, com isso, foi necessário realizar uma interpolação linear a partir da Tabela 4. Portanto, foram encontrados os valores destacados na Tabela 10.

Tabela 10 – Condutância de contato utilizada para as simulações.

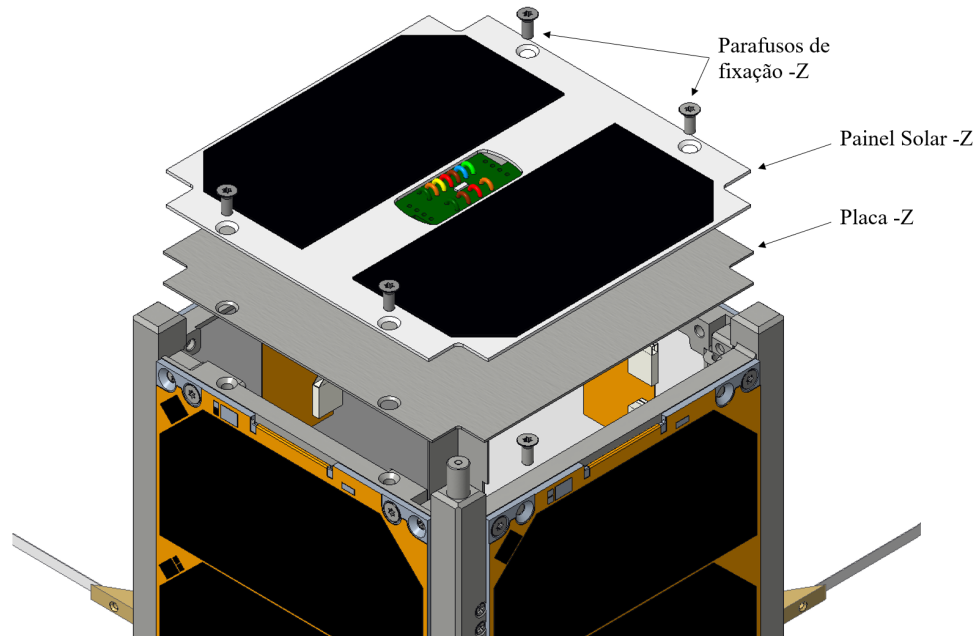
Diâmetro do parafuso [mm]	Condutância [W/K]
1,98	0,21
2,50	0,24
2,84	0,26
3,51	0,42

Fonte: Adaptado de (GILMORE, 2002) pg. 265.

Esses valores, representam a condutância para cada parafuso, assim, conforme o número de parafusos foi adicionado à estrutura, esse valor foi multiplicado pela quantidade de prendedores utilizadas (GILMORE, 2002), como ilustrado na Figura 26,

onde representa o modelo CAD das placas do painel solar da face -Z, a placa possui quatro fixadores M2,5 na superfície.

Figura 26 – Parafusos de fixação do painel solar e placa externa na face -Z.



Fonte: Autora (2022).

Os subgrupos do modelo foram separados em Estrutura, Equipamentos, Placas externas e Radiador. As propriedades termo-físicas e ópticas dos equipamentos foram mantidas de acordo como descrito nas especificações do fabricante. Para a Estrutura, foram utilizados os valores correspondentes ao alumínio 7075 e as propriedades ópticas de alumínio polido, com a finalidade de entender como a estrutura se comportaria com este acabamento superficial. Os valores utilizados para as propriedades ópticas estão na Tabela 11.

Tabela 11 – Propriedades ópticas utilizadas no modelo.

Material	α_S	ε_{IR}	$\alpha_S/\varepsilon_{IR}$
Alumínio polido	0,15	0,05	3,00
Anodizado preto	0,88	0,88	1,00
Anodizado azul	0,67	0,87	0,77
Polietileno preto	0,93	0,92	1,01
Kapton	0,23	0,24	0,96
Alodine dourado	0,23	0,05	4,60
Célula solar	0,76	0,83	0,92
Lente da câmera	0,86	0,04	21,5
Tinta branca	0,20	0,92	0,22

Fonte: Gilmore, 2002.

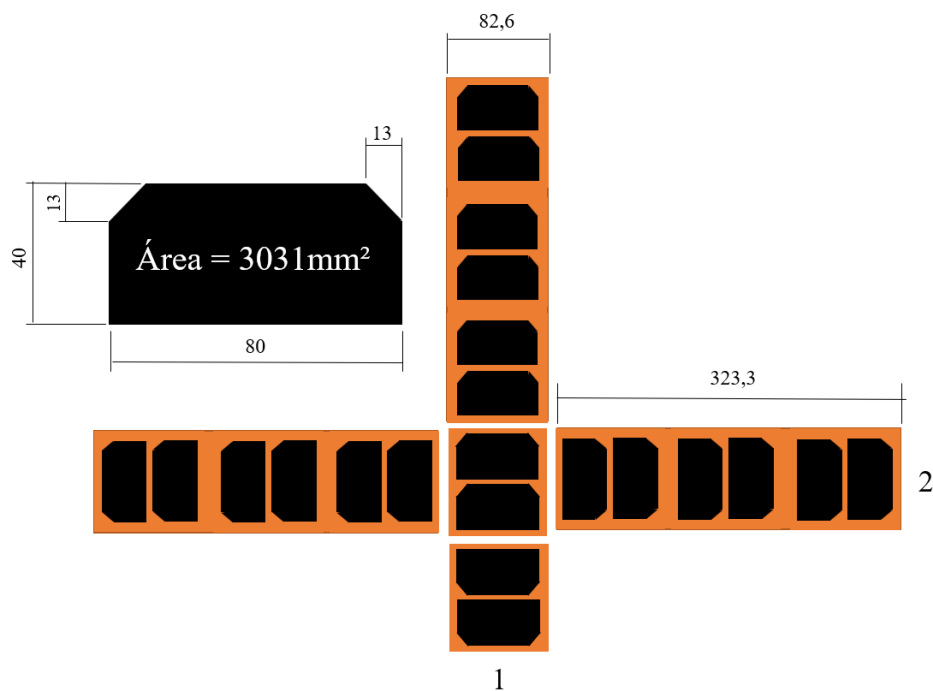
Para os equipamentos, foram atribuídas propriedades térmicas equivalentes ao alumínio 7075, pois a maioria dos componentes de uso espacial fazem uso deste para

a fabricação. Como propriedades da estrutura do corpo da lente, foram adicionadas propriedades termo-físicas e ópticas do polietileno e, na face da lente, a cobertura equivalente ao espelho. Ao TT&C foi aplicado o fenolite, pelo fato de as áreas em contato com a estrutura serem construídas a partir da placa eletrônica.

Com exceção da câmera e do ADCS, a todos os demais equipamentos foram atribuídas propriedades ópticas de alumínio polido. Em relação ao ADCS, o fabricante entrega o equipamento com o acabamento superficial anodizado azul. As placas externas, correspondentes aos painéis solares, possuem a base em alumínio 7075 e acabamento superficial externo equivalente à média ponderada entre os painéis solares e internamente foi atribuído o anodizado preto, por conta da razão entre $\alpha_S/\varepsilon_{IR}$ ser igual a 1.

Em relação aos painéis solares, foi realizada uma média ponderada entre os valores de áreas dos painéis solares e kapton - fita de poliamida, serve como isolante térmico e elétrico, amplamente utilizada como revestimento espacial - conforme ilustrado na Figura 27. As medidas correspondentes foram computadas e elencadas na Tabela 12. Todos estes parâmetros foram inseridos no AUTOCAD *Thermal Desktop* e avaliados para os casos quente e frio. Também variou-se os acabamentos superficiais, de forma a encontrar a melhor solução para o subsistema térmico.

Figura 27 – Ilustração dos painéis solares utilizados no CubeSat para o cálculo da média ponderada.



Fonte: Autora (2022).

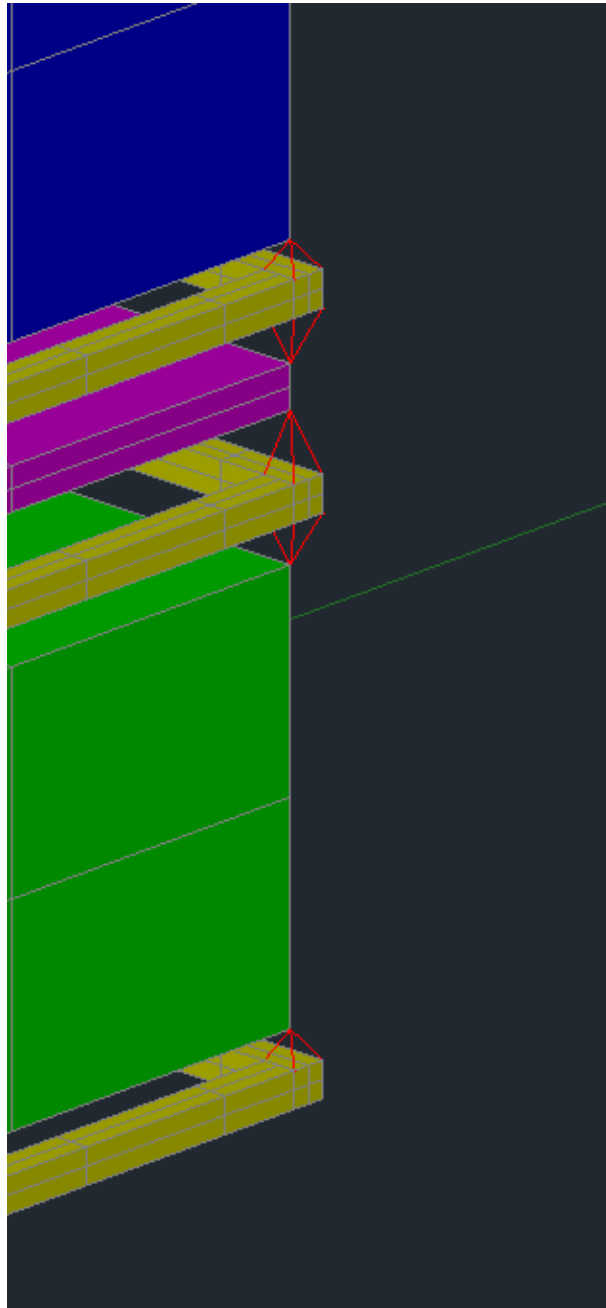
Tabela 12 – Cálculo para os valores correspondentes às Absortividades e Emissividades do painel solar.

Painel solar	1	2
Largura [mm]	82,6	82,6
Altura [mm]	323,3	82,6
Área [mm ²]	26704,58	6822,76
A_{kapton} [mm ²]	8518,58	760,76
A_{clula} [mm ²]	18186	6062
Kapton [%]	32	11
Célula solar [%]	68	89
Absortividade	0,59	0,70
Emissividade	0,64	0,76

Fonte: Autora (2022).

A conexão entre os equipamentos internos e a estrutura foi feita através do contato de espaçadores, fabricados em Alumínio 6061 e condutância, h_c , para um diâmetro de 5mm e distâncias correspondentes entre cada equipamento e quadro, a Figura 28 exemplifica como foi realizada a modelagem. Os valores utilizados para h_c se encontram no APÊNDICE A.

Figura 28 – Contato realizado entre os quadros e equipamentos através de contatos.



Fonte: Autora (2022).

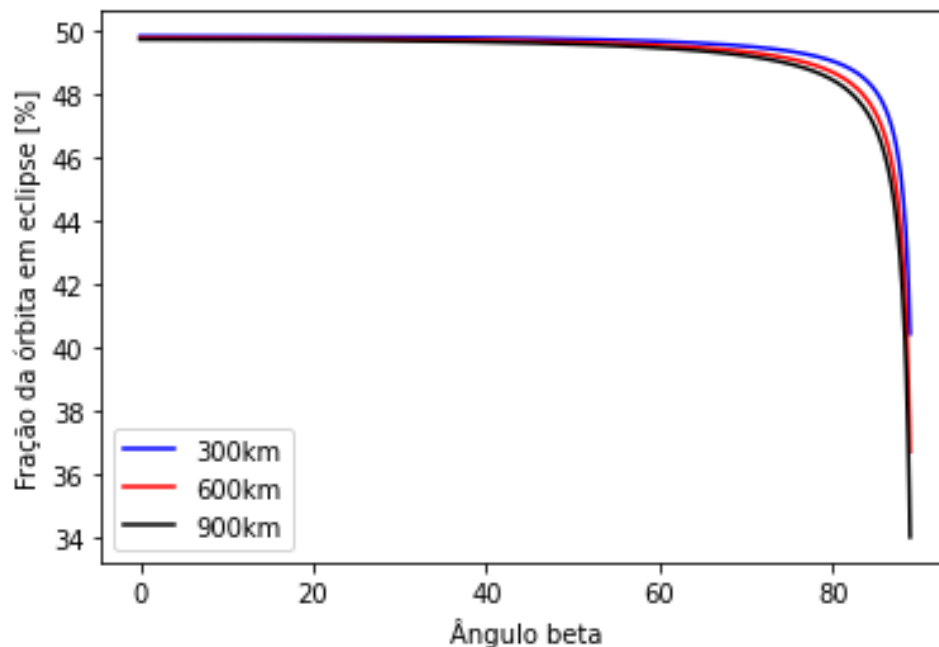
As hastes das antenas não foram consideradas nas simulações por não representarem um ganho efetivo, uma vez que estão visadas diretamente ao espaço e a variação da temperatura entre elas pode não trazer utilidade aos dados coletados.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 ANÁLISES DA ÓRBITA E AMBIENTE ESPACIAL TERRESTRE

Com o intuito de conhecer a órbita e utilizando a Equação 1, variando a altitude h , foi possível obter as frações de eclipse representadas na Figura 29. Nota-se que para as altitudes representadas, não há variações significativas na fração da órbita em eclipse. Com isso, para um ângulo β entre 0 e 40°, aproximadamente, metade do tempo da órbita se passa em eclipse.

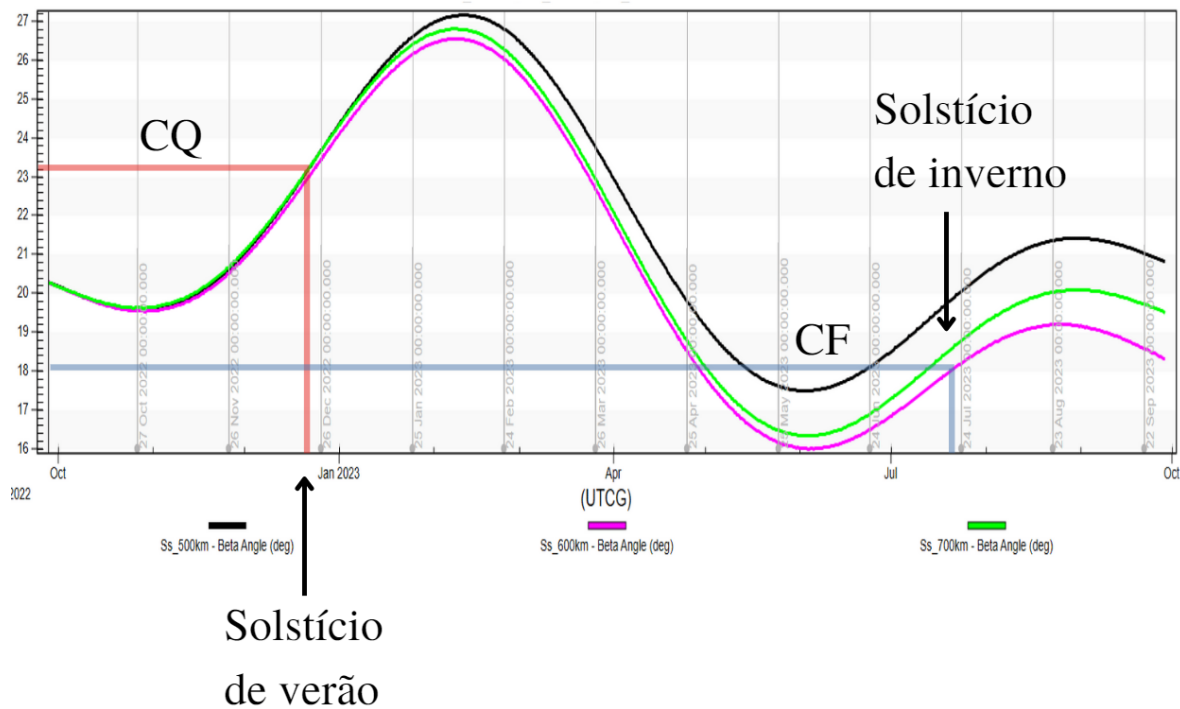
Figura 29 – Cálculo da fração de eclipse para diferentes ângulos beta.



Fonte: Autora(2022).

Para os dados da órbita, foi importante estipular os valores do ângulo β para posterior análise e discussão dos resultados. Na Figura 30, estão elencadas simulações do ângulo β para três altitudes diferentes durante o período de um ano, nota-se a defasagem conforme o tempo avança, que pode estar relacionado ao decaimento da órbita. O satélite com 500 km de altitude foi simulado sem perturbações na órbita, por isso não apresentou decaimento. Para a altitude de 600 km, o valor do ângulo β varia entre 16 e 26.5 graus.

Figura 30 – Variação do ângulo beta do CubeSat ao longo de um ano em órbita.



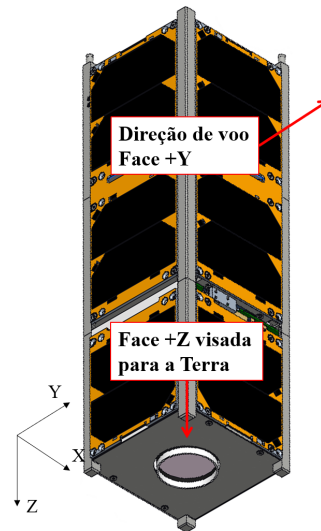
Fonte: Autora (2022).

Como é possível averiguar na Figura 30, os períodos analisados como piores casos são correspondentes aos solstícios de verão e inverno, para o hemisfério sul, os valores encontrados para ângulo β são iguais a $22,5^\circ$ para o dia 21 de dezembro e $16,5^\circ$ para 21 de junho. Os piores casos não coincidem com o pico e o vale da variação do ângulo β .

Os dados orbitais foram adicionados ao SINDA de forma que foi possível separar os dois casos de análise. Foram posicionadas pequenas superfícies, chamadas de sensores, com 5 mm^2 , próximas ao corpo do satélite como forma de monitorar todo o fluxo de energia incidente nas faces. As propriedades ópticas destas superfícies eram equivalentes a de um corpo negro, com emissividade e absortividade iguais a 1. Esses sensores não pertencem ao satélite, apenas foram adicionados a análise.

Inicialmente, o satélite estava previsto para voar com a face +X em direção ao avanço da órbita, contudo, esta face possui uma lente do sensor de estrelas e é desejável que ela não seja atingida pelos raios solares. Assim, o eixo de voo passou a ser o Y, conforme ilustrado na Figura 31.

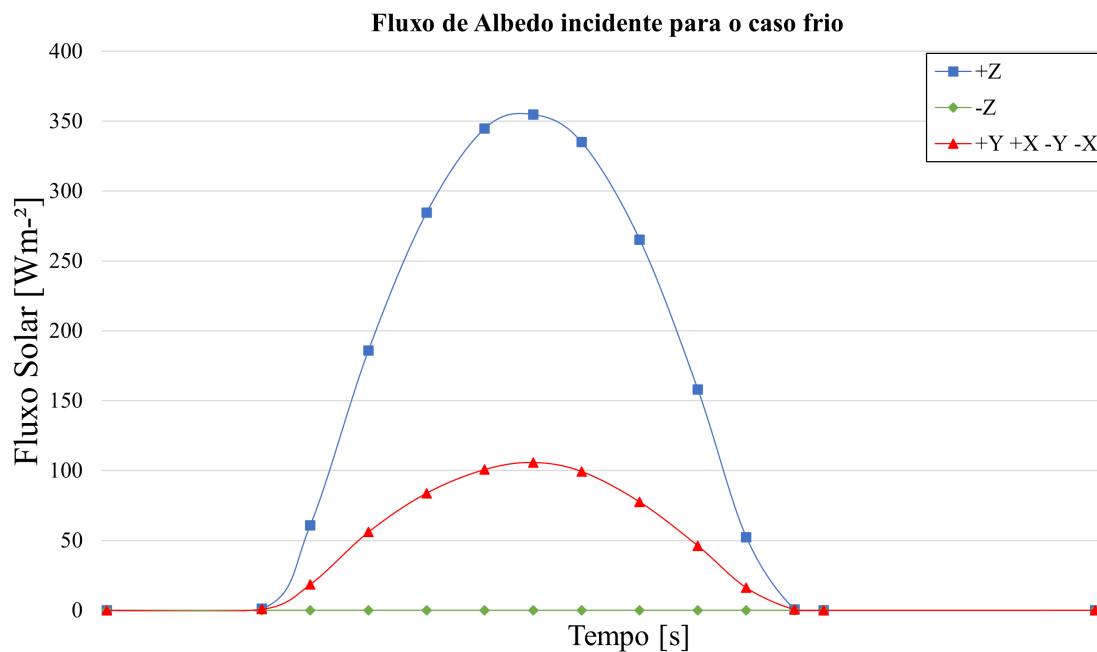
Figura 31 – Sentido de voo do CubeSat.



Fonte: Autora (2022).

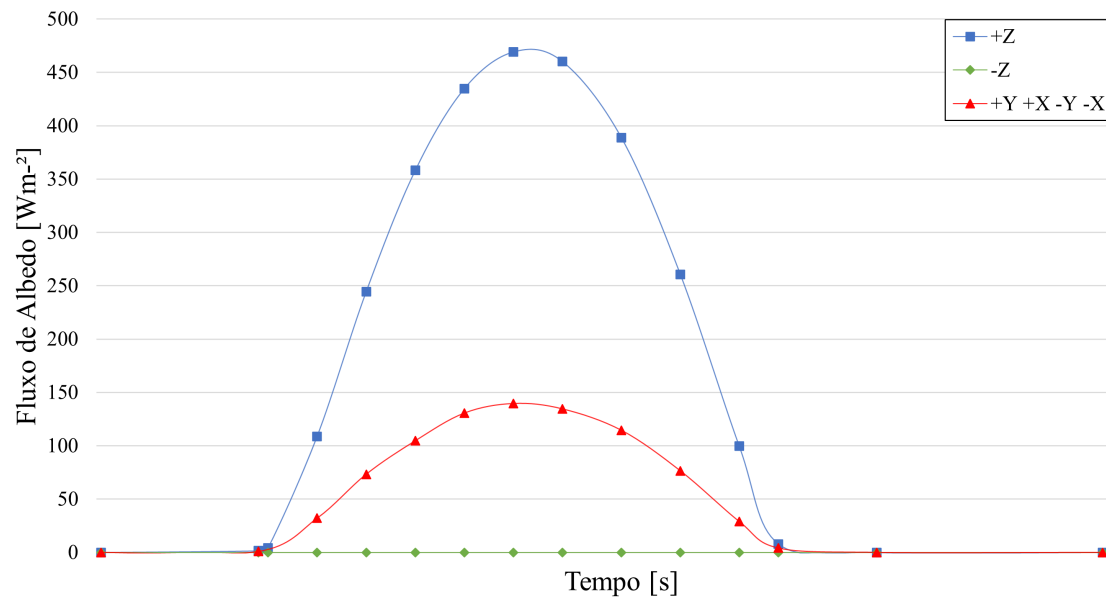
As Figuras 32 e 33 apresentam as cargas do fluxo de albedo incidentes sobre as faces do satélite durante a órbita para os casos frio e quente, respectivamente.

Figura 32 – Fluxo de albedo incidente nas faces do satélite para o caso frio.



Fonte: Autora (2022).

Figura 33 – Fluxo de albedo incidente nas faces do satélite para o caso quente.



Fonte: Autora (2022).

Nota-se que a superfície +Z, posicionada diretamente sobre a Terra, possui os maiores fluxos de albedo, enquanto a face oposta, -Z, possui os valores mais baixos. As faces laterais, nos eixos X e Y, apresentam valores próximos entre si, contudo, para o caso quente, o pico fica em torno de 185 Wm^{-2} . Já para o caso frio, esse valor não ultrapassa de 140 Wm^{-2} . Os valores médios do fluxo de albedo para o casos quente e frio, respectivamente, são $54,9 \text{ Wm}^{-2}$ e $40,3 \text{ Wm}^{-2}$.

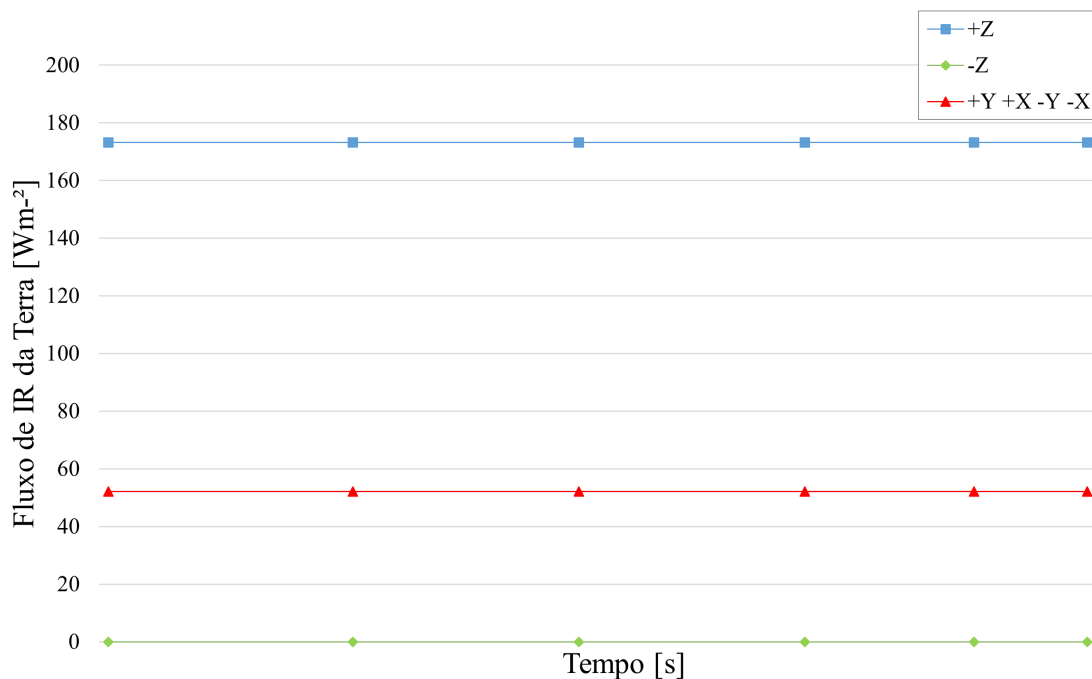
As Figuras 34 e 35 apresentam as cargas do fluxo de IR terrestre sobre as faces do satélite durante a órbita para os casos frio e quente, respectivamente.

Figura 34 – Fluxo de IR terrestre incidente nas faces do satélite para o caso frio.



Fonte: Autora (2022).

Figura 35 – Fluxo de IR terrestre incidente nas faces do satélite para o caso quente.



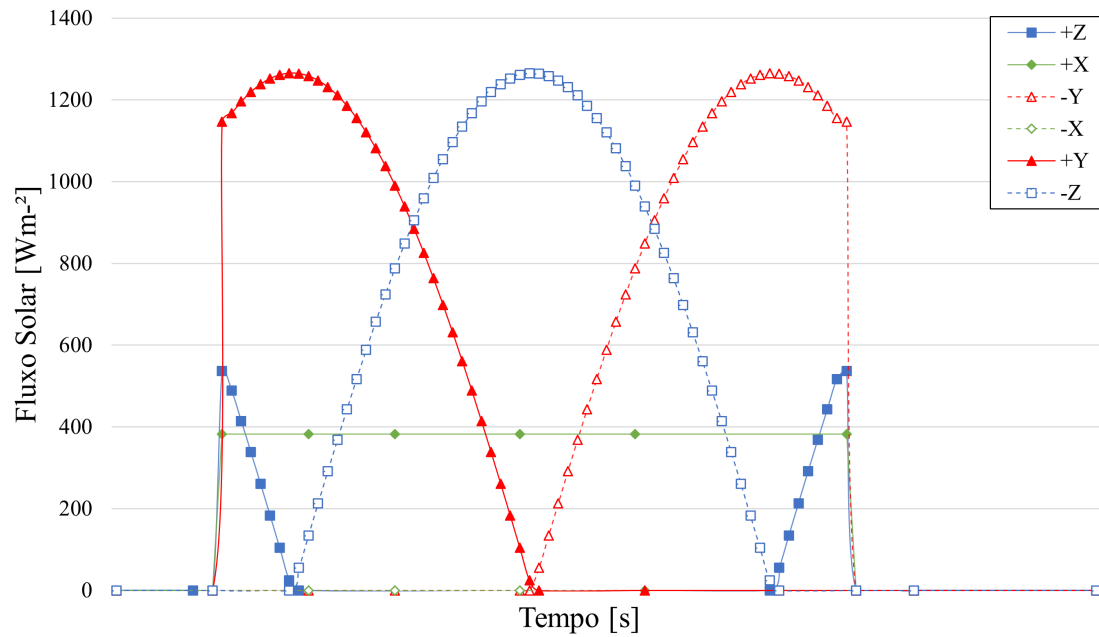
Fonte: Autora (2022).

O Fluxo de IR da Terra varia para cada face, mas permanece constante durante toda a órbita. Durante o caso frio, nota-se que os fluxos para as faces dos eixos X e Y estão próximos a $73Wm^{-2}$. Enquanto as faces +Z e -Z possuem os valores maiores

destoantes, 195 Wm^{-2} para a face voltada à Terra e 39 Wm^{-2} para a oposta. Os valores médios do fluxo de IR terrestre para o casos quente e frio, respectivamente, são $63,6 \text{ Wm}^{-2}$ e $69,2 \text{ Wm}^{-2}$.

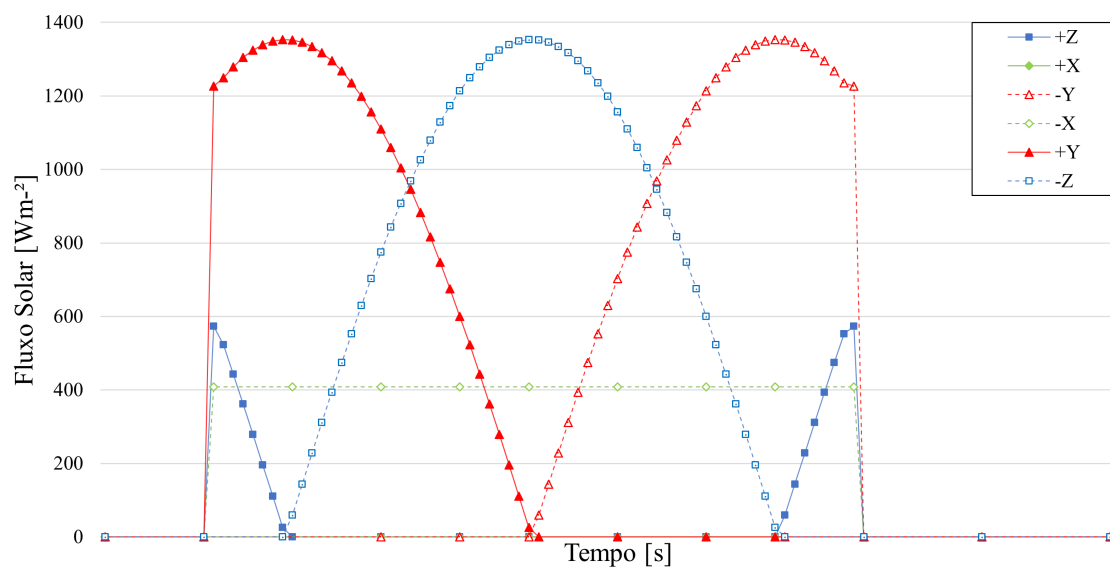
As Figuras 36 e 37 apresentam as cargas do fluxo solar incidentes sobre as faces do satélite durante a órbita para os casos frio e quente, respectivamente.

Figura 36 – Fluxo solar incidente nas faces do satélite para o caso frio.



Fonte: Autora (2022).

Figura 37 – Fluxo solar incidente nas faces do satélite para o caso quente.



Fonte: Autora (2022).

Para os fluxos de calor a partir da irradiação solar os picos acontecem quando a face está apontada diretamente para o Sol. Assim, conforme há o avanço do satélite na órbita os valores aumentam gradualmente até o pico, sendo observados principalmente nas faces do eixo Z. Nota-se também que para o caso frio a face -X não é atingida pelos raios solares, dessa forma, o fluxo observado nesta face é igual a zero. O mesmo acontece para a face +X durante o caso quente, no qual há a ausência do fluxo na face. Os valores médios do fluxo solar para o casos quente e frio, respectivamente, são $228,87 \text{ W m}^{-2}$ e $210,6 \text{ W m}^{-2}$.

Nas análises de Albedo e Radiação solar, é possível notar o momento em que o satélite entra em eclipse, enquanto a radiação terrestre é constante durante toda a órbita.

Estas análises foram importantes para definir o posicionamento estratégico dos radiadores, uma vez que, para o caso quente, tem-se a necessidade de rejeitar a maior parte do calor excedente realizado no balanço térmico global do satélite. Convenientemente, as faces que apresentam as menores variações de cargas térmicas são as faces +X e -X, sendo que, inicialmente, o radiador foi posicionado sobre a face +X.

4.2 DIMENSIONAMENTO DO RADIADOR

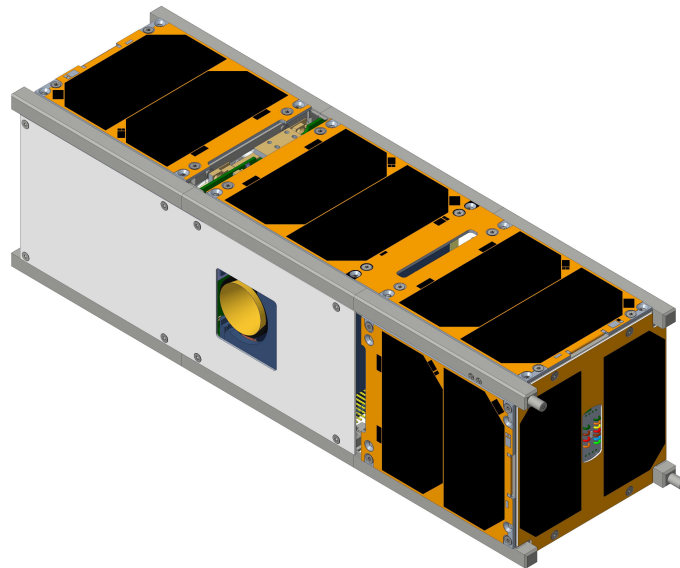
A geometria do radiador foi inicialmente projetada para haver um recorte na estrutura para que sensor de estrelas possa atuar e, dado o levantamento de cargas dissipadas pelos equipamentos, foi observado o alto valor emitido pelo TT&C, equivalente a $13W$ de potência. Esse valor pode não ser compatível com o real, pois o período de transmissão do equipamento não é avaliado para toda a órbita, apenas sob áreas pré-definidas pelos subsistemas de comunicação e esses dados não foram colocados como requisitos.

A hipótese de que toda a potência consumida pelos equipamentos seria dissipada em forma de calor foi definida, uma vez que os fabricantes não forneceram a eficiência dos equipamentos e o intuito da avaliação era estudar os casos críticos. Assim, a área necessária calculada para o radiador foi baseada na dissipação do equipamento TT&C, uma vez que é o equipamento com o maior valor de dissipação e que pode gerar sobrecarga de calor nos componentes adjacentes, além de acumular carga excessiva.

A área do radiador encontrada, utilizando a Equação 6, é igual a $0,029 \text{ m}^2$, esse valor foi calculado utilizando as propriedades ópticas da tinta branca, com absorvidade e emissividade iguais a 0,2 e 0,8, respectivamente. Para as cargas incidentes, foram calculados os valores médios sobre todas as faces, da órbita para o caso quente, sendo para a q_{Albedo} igual a $54,9 \text{ W m}^{-2}$, q_{IR} , $63,6 \text{ W m}^{-2}$ e, q_{solar} , $228,9 \text{ W m}^{-2}$.

Contudo, dadas as restrições físicas do CubeSat, há pouco espaço disponível para alocar um radiador com $0,029 \text{ m}^2$. Assim, o radiador localizado na face +X foi modelado com $0,017 \text{ m}^2$, aproximadamente 60% do tamanho ideal. O material atribuído é o alumínio 7075 com cobertura superficial de tinta branca em todas as faces, como pode ser visualizado na Figura 38.

Figura 38 – Modelo CAD do CubeSat com ênfase na face +X.



Fonte: Autora (2022).

4.3 ANÁLISES NUMÉRICAS

As análises foram separadas em dois casos distintos, o caso quente e caso frio, com o intuito de manter os equipamentos dentro das faixas de temperatura operacionais estipuladas pelo fabricante. Após realizar a aplicação das propriedades e junções do modelo foram iniciadas as primeiras simulações e notou-se a necessidade de alterar as propriedades ópticas do subsistema estrutural resultando nos casos exemplificados no Quadro 2.

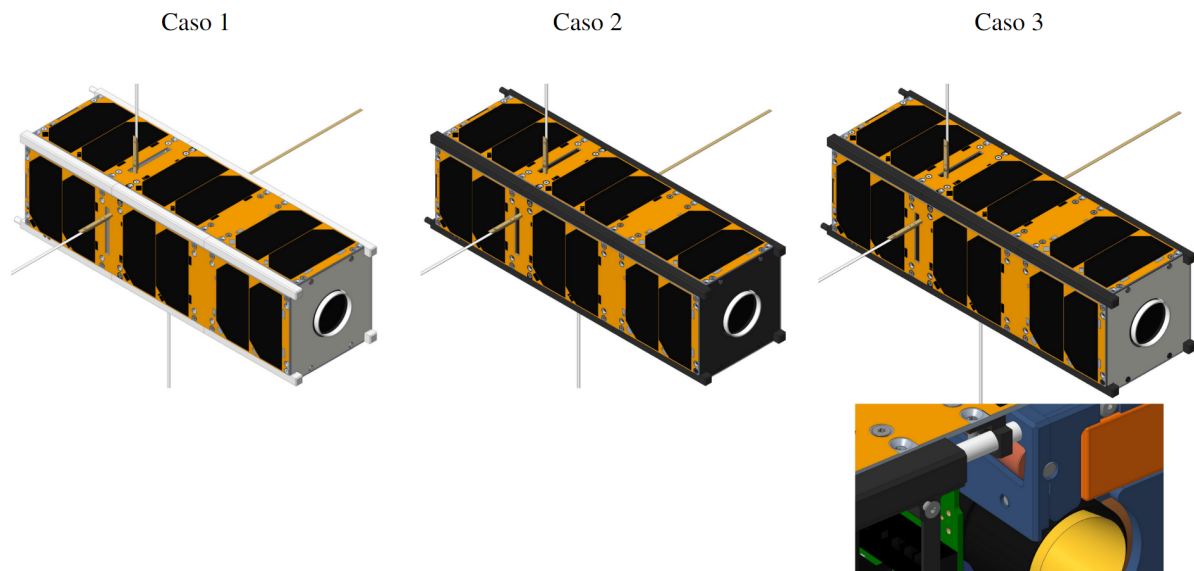
Quadro 2 – Identificação dos casos e a diferença entre as propriedades.

Caso	Descrição	Característica
CQ1	Caso Quente 1	Acabamento superficial da estrutura e placa da face +Z em alumínio polido.
CQ2	Caso Quente 2	Acabamento superficial da estrutura e da placa da face +Z em anodização preta.
CQ3	Caso Quente 3	Acabamento superficial da estrutura em anodização preta. Acabamento superficial da placa da face +Z em tinta branca e interna em anodização preta. Adição de espaçador de teflon entre o equipamento TT& C e ADCS.
CF1	Caso Frio1	Acabamento superficial da estrutura e placa da face +Z em alumínio polido.
CF2	Caso Frio 2	Acabamento superficial da estrutura e da placa da face +Z em anodização preta.
CF3	Caso Frio 3	Acabamento superficial da estrutura em anodização preta. Acabamento superficial da placa da face +Z em tinta branca e interna em anodização preta Adição de espaçador de teflon entre o equipamento TT& C e ADCS. .

Autora (2022).

A Figura 39 exemplifica as informações contidas no Quadro 2.

Figura 39 – Divisão dos casos analisados neste trabalho

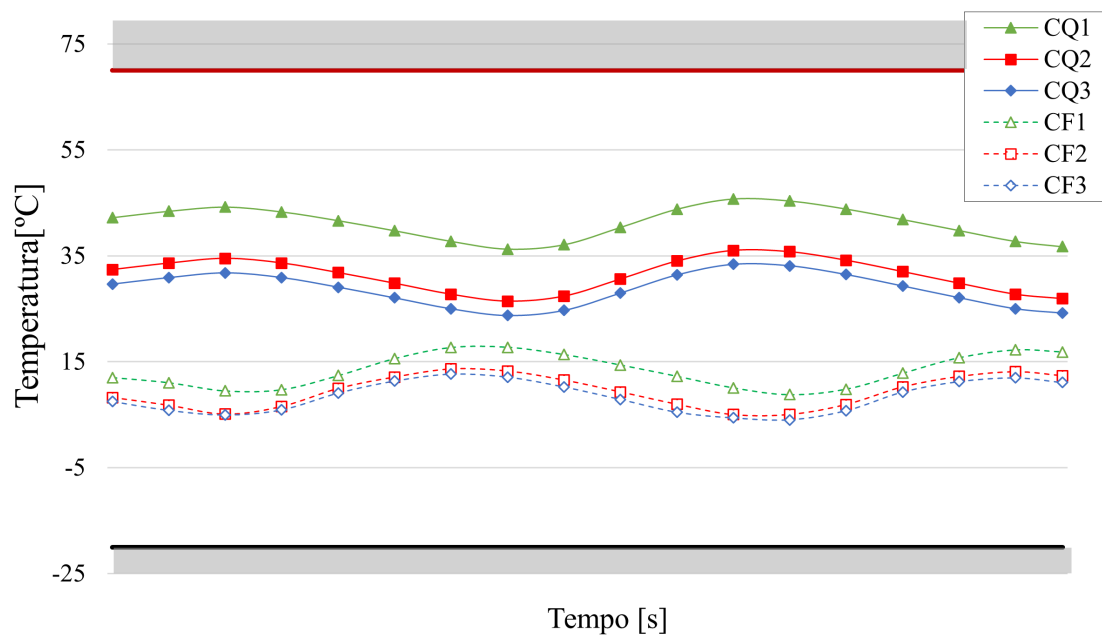


Fonte: Autora (2022).

A Figura 40 representa os resultados obtidos no subsistema EPS. Por possuir requisitos restritos de funcionamento, acima de 0°C, a bateria detém sistema de controle térmico ativo utilizando aquecedor, com potência de 2W, que ativa quando

a temperatura interna das células atinge 5° Celsius e desliga quando as mesmas atingem 10° Celsius. Esse recurso é embutido internamente e foi modelado dentro do componente quando a temperatura média dos nós atingisse tais patamares de temperatura. Assim, nos casos frios notam-se curvas mais suaves.

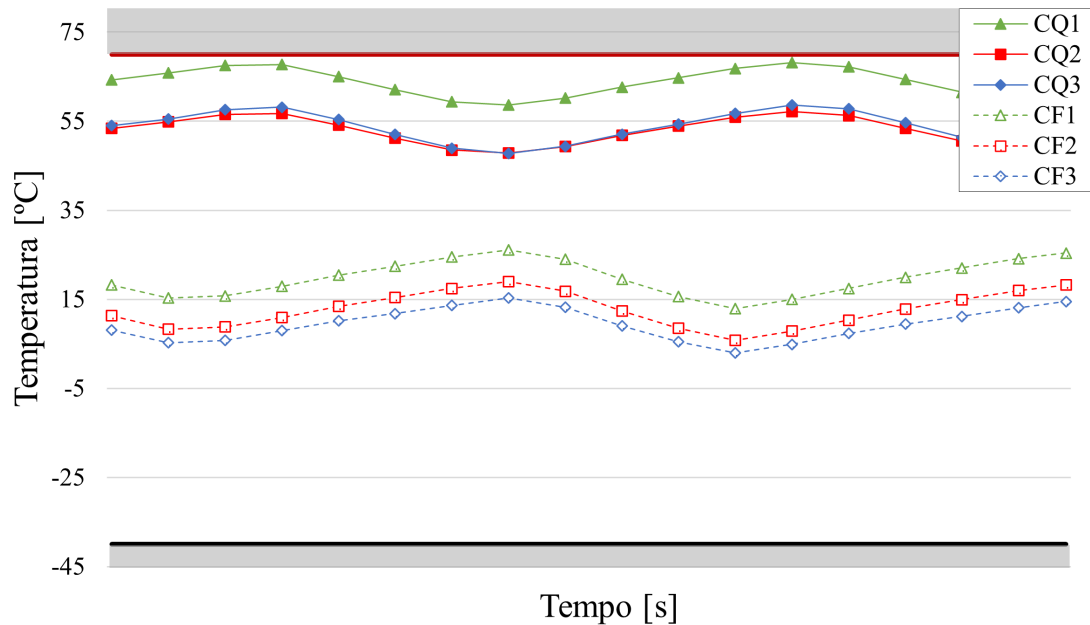
Figura 40 – Variação da temperatura média no subsistema EPS ao longo da órbita para os casos quente e frio com diferentes acabamentos superficiais.



Fonte: Autora (2022).

O comportamento da Antena se mostrou dentro dos limites de temperatura operacionais estabelecidos pelo fornecedor, como mostrado na Figura 41. Como este equipamento dissipa pouca potência durante o funcionamento, não houve a necessidade de reajustar o projeto. A antena tem um pico de potência durante a abertura

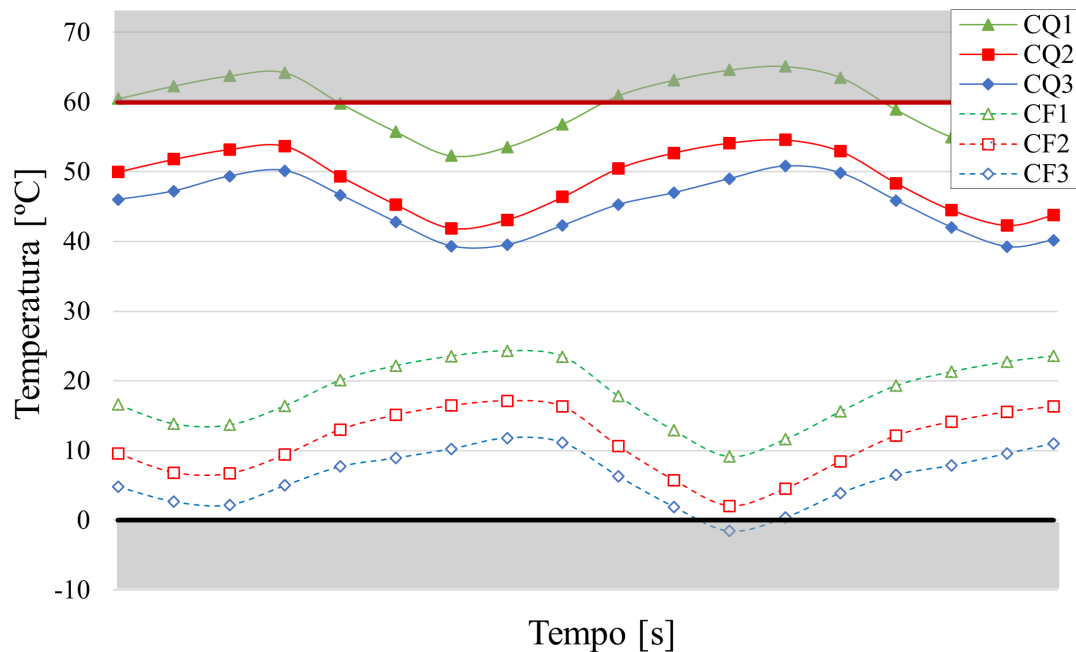
Figura 41 – Variação da temperatura média no equipamento antena ao longo da órbita para os casos quente e frio com diferentes acabamentos superficiais.



Fonte: Autora (2022).

A carga útil possui uma lente que ultrapassa o nível da placa externa +Z, estando exposta, diretamente, às cargas provenientes da Terra. Assim, independentemente das mudanças realizadas na estrutura, a temperatura no nó da lente seria pouco alterada, sendo desconsiderado da média do equipamento. Contudo, ao alterar a propriedade óptica na placa +Z, do alumínio polido para o anodizado preto, como indicado no caso 2, houve uma redução nas temperaturas dos casos quentes, pois o alumínio polido tende a absorver mais calor do que emitir, dada a razão α_S/ϵ_{IR} ser igual a 3, enquanto que no anodizado preto, esse valor é igual a 1. As temperaturas médias da carga útil, para os diferentes casos, podem ser visualizadas na Figura 42.

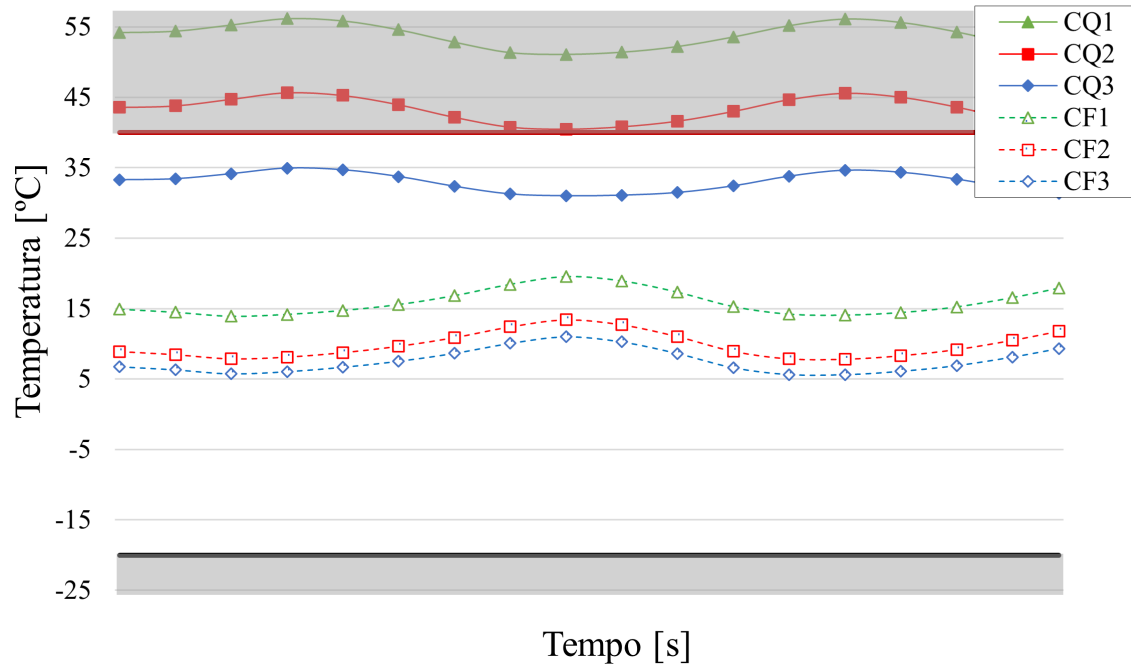
Figura 42 – Variação da temperatura média na carga útil ao longo da órbita para os casos quente e frio com diferentes acabamentos superficiais.



Fonte: Autora (2022).

O equipamento do subsistema ADCS sofreu grande impacto do calor excessivo proveniente do TT&C, isso fez com que todos os casos quentes estivessem acima do patamar de temperatura superior. A solução encontrada e aplicada foi dificultar a condução de calor, levando em consideração a proximidade entre os dois equipamentos. Assim, foram adicionados espaçadores com propriedades de Teflon, com condutividade térmica igual a $0,2 W/mC$ e calor específico $1004,4 W/kgC$ entre o quadro e o ADCS. Então, as curvas de temperaturas médias dos nós para os diferentes casos estão elencadas na Figura 43.

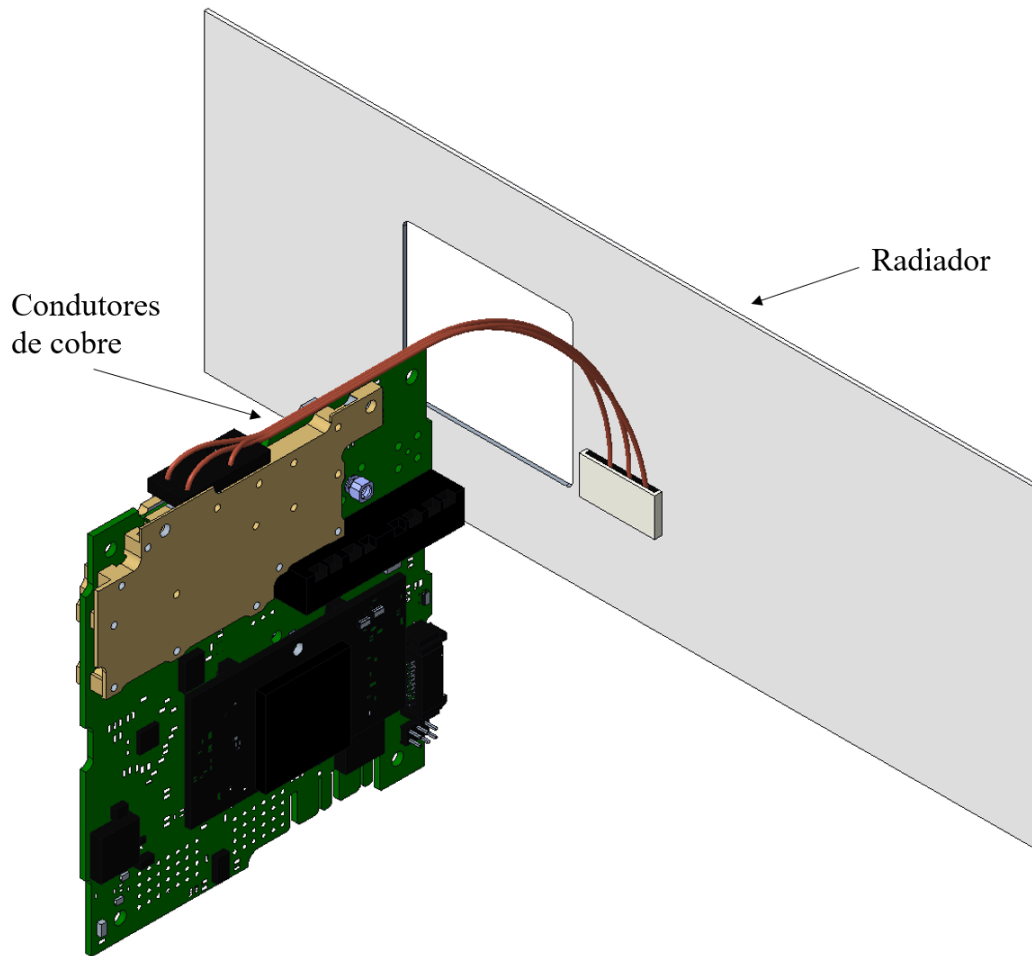
Figura 43 – Variação da temperatura média no equipamento ADCS ao longo da órbita para os casos quente e frio com diferentes acabamentos superficiais.



Fonte: Autora (2022).

O equipamento TT&C possui a maior carga de dissipação térmica entre todos os componentes. As curvas da Figura 45 estão dentro dos patamares de temperatura, mas foram necessárias algumas modificações no projeto. Inicialmente, não havia contato físico entre o equipamento e o radiador, resultando na alta temperatura do equipamento, assim, foram adicionados caminhos facilitadores, exemplificado, na Figura 44.

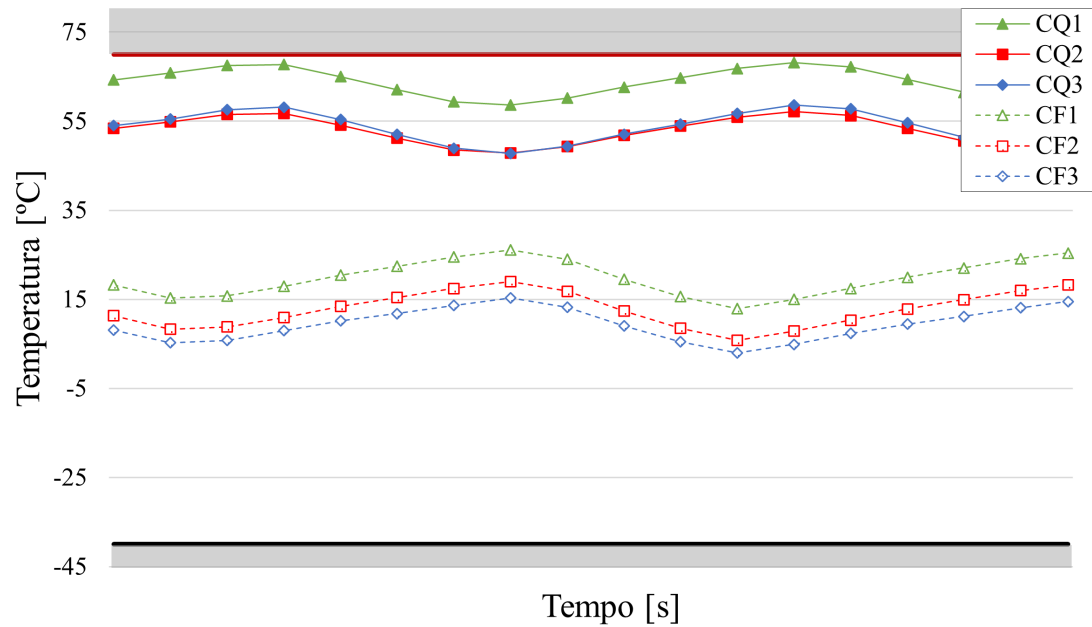
Figura 44 – Solução para o contato entre o Radiador e o equipamento TT&C.



Fonte: Autora (2022).

O cobre é um metal com alta capacidade de condução térmica, $390W/kgC$, (GILMORE, 2002), e foi utilizado como forma de conduzir o calor excessivo entre o TT&C e o radiador, a partir desta alteração, os níveis de temperatura ficaram dentro do estipulado. Nota-se que o caso CQ3, ficou muito próximo ao CQ2, resultado da adição do isolante térmico entre o quadro e o TT&C, pois a dissipação para o equipamento ADCS foi reduzida, acumulando calor no componente.

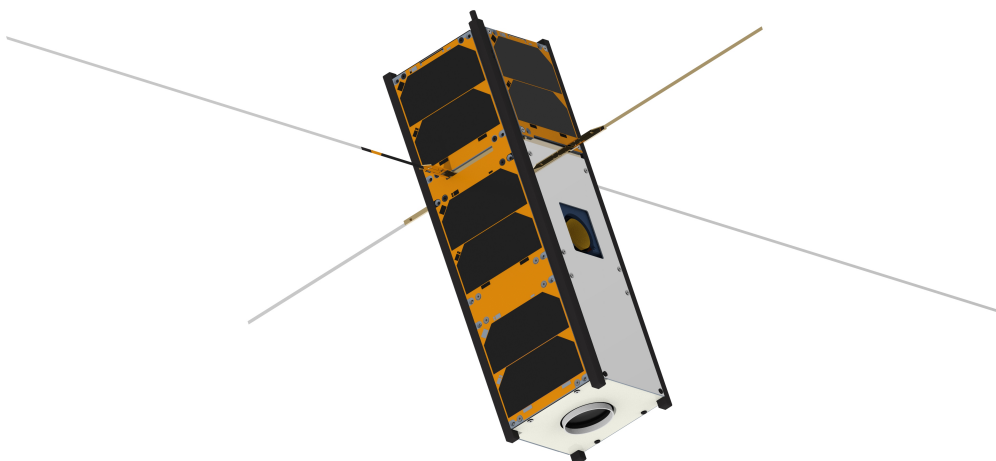
Figura 45 – Variação da temperatura média no equipamento TT&C ao longo da órbita para os casos quente e frio com diferentes acabamentos superficiais.



Fonte: Autora (2022).

Após a realização de todos os parâmetros e análises, do ponto de vista térmico, chegou-se no modelo preliminar do CubeSat representado na Figura 46.

Figura 46 – Modelo final do CubeSat renderizado.



Fonte: Autora (2022).

5 CONCLUSÕES

Conhecer as cargas incidentes nas faces do satélite foi fundamental para a sua arquitetura do controle térmico passivo. Com a realização da modelagem numérica, foi possível prever quais faces estariam com as variações de temperatura mais bruscas, assim, com a mudança da posição do satélite na órbita, o radiador passou a visar o espaço profundo, principalmente durante o caso quente, não havendo incidência solar. Esta alteração, foi capaz de garantir que o calor excedente fosse eliminado com certa constância.

Conforme foram realizadas as simulações, notou-se a necessidade de adicionar uma conexão física entre os o equipamento TT&C e o radiador, pois todo o calor do equipamento estava sendo acumulado e distribuído para os demais. Esse contato foi garantido utilizando filamento de cobre, entre equipamento e radiador, por haver um alto coeficiente de condutividade térmica. Mesmo com a junção entre o TT&C e o Radiador, calor excedente era transferido ao ADCS, sendo necessário adicionar um material com baixa condutividade térmica, como o Teflon. Após a adição deste material, as temperaturas do ADCS ficaram dentro dos limites operacionais.

As temperaturas da carga paga, câmera, para o caso frio, ficaram abaixo dos requisitos iniciais, uma forma de contornar isso, para trabalhos futuros, seria adicionar algum tipo de controle térmico ativo que aumente a temperatura do equipamento, como acontece na bateria, através de aquecedores.

As cargas térmicas provenientes dos equipamentos foram propostas a partir dos consumos de potência para toda a órbita por se tratar de uma análise conservadora, o que não acontece na realidade. Normalmente, estes equipamentos possuem dissipações baseadas em suas eficiências, dados fornecidos pelos fabricantes, aos quais não foi obtido acesso e equipamentos que realizam algum tipo de processamento ou transmissão, atuam durante certos intervalos de tempo, não durante toda a órbita, portanto, para análises futuras, recomenda-se averiguar quais os pontos reais de funcionamento, assim como as reais cargas dissipativas.

Apesar da temperatura da câmera ultrapassar os limite inferior permitido, a arquitetura final do CubeSat se mostrou satisfatória, uma vez que foram testadas e comparadas, opções de acabamentos superficiais, realizado o dimensionamento do radiador, e alterações na estrutura do projeto. Para trabalhos futuros recomenda-se aumentar o escopo para controle térmico ativo, validação através de testes em ambientais realizados em câmara de vácuo-térmica.

REFERÊNCIAS

- AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Satélites**. 2020. Disponível em: <https://www.gov.br/aeb/pt-br/programa-espacial-brasileiro/satelites>. Acesso em: 20 jun. 2022.
- ALI, A. et al. Innovative power management, attitude determination and control tile for cubesat standard nanosatellites. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 96, p. 116–127, 2014.
- ANVARI, A.; FARHANI, F.; NIAKI, K. Comparative study on space qualified paints used for thermal control of a small satellite. **IRANIAN JOURNAL OF CHEMICAL ENGINEERING**, 2009.
- BATURKIN, V. Micro-satellites thermal control—concepts and components. **Acta Astronautica**, v. 56, n. 1, p. 161–170, 2005. ISSN 0094-5765. 4th IAA International Symposium on Small Satellites for Earth Observation. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576504002966>.
- BEDINGFIELD, K. L.; LEACH, R. D. **Spacecraft system failures and anomalies attributed to the natural space environment**. [S.l.]: National Aeronautics and Space Administration, Marshall Space Flight Center, 1996. v. 1390.
- BULUT, M.; SOZBIR, N. Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations. **Applied Thermal Engineering**, Elsevier, v. 75, p. 1076–1083, 2015.
- CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY. **CubeSat design specification**. 14.1. ed. San Luis Obispo: CalPoly, 2022.
- CENTRO DE GESTÃO DE ESTUDOS ESTRATÉGICOS. **CubeSats**. [S.l.]: CGEE, 2018.
- COOPER, M.; MIKIC, B.; YOVANOVICH, M. Thermal contact conductance. **International Journal of heat and mass transfer**, Elsevier, v. 12, n. 3, p. 279–300, 1969.
- CORPINO, S. et al. Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit. **Acta Astronautica**, v. 115, p. 247–261, 2015. ISSN 0094-5765. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576515001940>.
- CULLIMORE, B. A.; RING, S. G.; UNGAR, E. K. Development status of sinda/fluint and sinaps. In: **NASA. Lewis Research Center, The Fourth Annual Thermal and Fluids Analysis Workshop**. [S.l.: s.n.], 1992.
- CURTIS, H. **Orbital mechanics for engineering students**. 2. ed. Daytona Beach, Florida: Elsevier Aerospace Engineering Series, 2009.
- EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. Ecss-e-st-10c. space engineering: system engineering general requirements. In: . [S.l.], 2009.
- EUROPEAN SPACE AGENCY. **About Payload Systems**. s.d.

FARAG, A. et al. Thermal modelling of a remote sensing satellite panel in an inclined orbit. **Open Journal of Energy Efficiency**, Scientific Research Publishing, v. 10, n. 01, p. 22, 2021.

FINCKENOR, M.; DOOLING, D. **Multilayer insulation material guidelines**. [S.l.], 1999.

GARZÓN, A.; VILLANUEVA, Y. A. Thermal analysis of satellite libertad 2: a guide to cubesat temperature prediction. **Journal of Aerospace Technology and Management**, SciELO Brasil, v. 10, 2018.

GILMORE, D. G. **Spacecraft thermal control handbook**. 2. ed. El Segundo, California: David G. Gilmore, 2002.

HENGVELD, D. W. et al. Hot-and cold-case orbits for robust thermal control. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 46, n. 6, p. 1249–1260, 2009.

INCROPERA, F. **Fundamentos de transferência de calor e de massa**. LTC, 2008. ISBN 9788521615842. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=EFxLPwAACAAJ>.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **Sensoriamento Remoto**. 2006. Disponível em: http://www.dpi.inpe.br/spring/portugues/tutorial/introducao_sen.html.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **Sobre o CBERS**. 2018. Disponível em: <http://www.cbbers.inpe.br/sobre/index.php>.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **Missão Amazônia**. 2021. Disponível em: <http://www.inpe.br/amazonia1/amazonia.php>.

ISHIMOTO, T.; FINK, L. **Systems Improved Numerical Differencing Analyzer (SINDA): Engineering-Program Manual**. [S.l.], 1971.

JAMES, B. F. **The natural space environment: Effects on spacecraft**. [S.l.]: National Aeronautics and Space Administration, Marshall Space Flight Center, 1994. v. 1350.

KARAM, R. **Satellite Thermal Control for Systems Engineers**. American Institute of Aeronautics & Astronautics, 1998. (Progress in astronautics and aeronautics). ISBN 9781600864339. Disponível em: https://books.google.com.br/books?id=bzD4_hxupl4C.

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**, Elsevier, v. 46, n. 11, p. 1427–1439, 2010.

KLINKRAD, H.; FRITSCH, B. Orbit and attitude perturbations due to aerodynamics and radiation pressure. In: **ESA workshop on space weather, ESTEC, Noordwijk, Netherlands**. [S.l.: s.n.], 1998.

LEITE, R. et al. Cbers 3&4 tm thermal balance test results and satellite thermal mathematical model correlation. In: **40th International Conference on Environmental Systems**. [S.l.: s.n.], 2010. p. 6224.

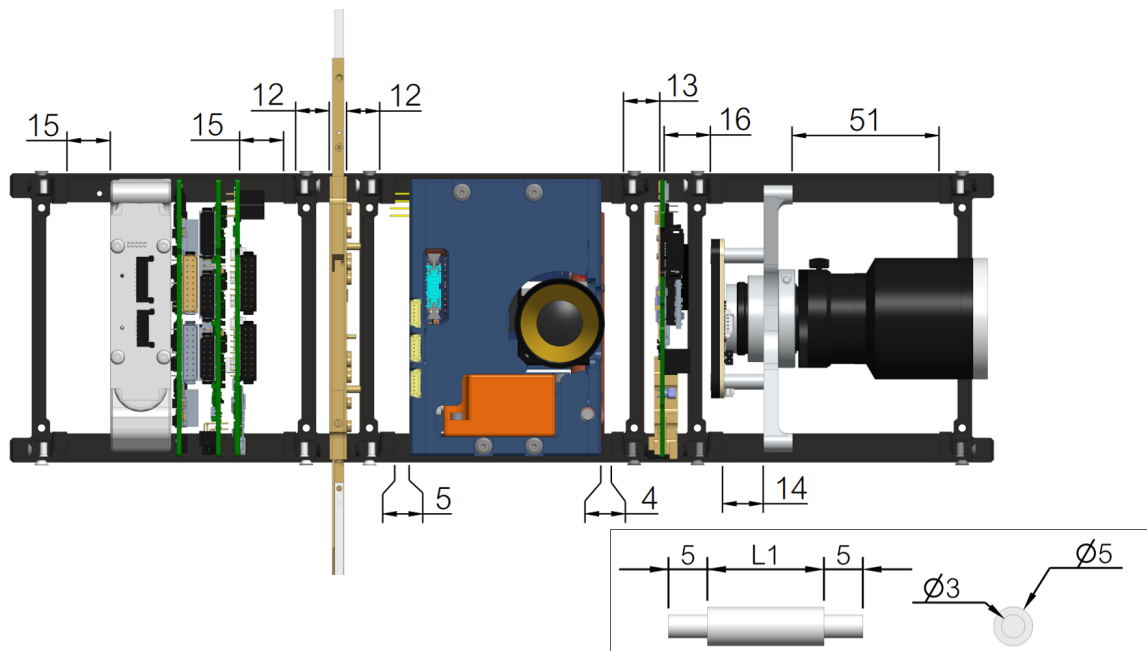
- MARTIN, D. **Parametric models and optimization for rapid thermal design**. [S.l.], 2004.
- MESEGUER, J.; PÉREZ-GRANDE, I.; SANZ-ANDRÉS, A. **Spacecraft thermal control**. [S.l.]: Elsevier, 2012.
- MIKIC, B. B. **Thermal contact resistance**. Tese (Doutorado) — Massachusetts Institute of Technology, 1967.
- MORAES, E. C. de. Capítulo 1 fundamentos de sensoriamento remoto. 2002.
- NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **CubeSat101**. San Luis Obispo: NASA, 2017.
- PEYROU-LAUGA, R. Using real earth albedo and earth ir flux for spacecraft thermal analysis. In: 47TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON ENVIRONMENTAL SYSTEMS. [S.l.], 2017.
- REIS, N. T. O. **Fundamentos de mecânica orbital II**. 2011. Disponível em: <https://educacaoespacial.files.wordpress.com/2011/08/mecc3a2nica-orbital-parte-2.pdf>. Acesso em: 24 jun. 2022.
- SILVA, D. F. d.; MURAOKA, I.; GARCIA, E. C. Thermal control design conception of the amazonia-1 satellite. **Journal of Aerospace Technology and Management**, SciELO Brasil, v. 6, p. 169–176, 2014.
- SOUZA, F. L. de. Radiadores espaciais. In: INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **Controle Térmico de Veículos Espaciais**. [S.l.], 2022.
- STEPHENS, G. L. et al. The albedo of earth. **Reviews of geophysics**, Wiley Online Library, v. 53, n. 1, p. 141–163, 2015.
- WERTZ, J. R. **Introduction to attitude dynamics and control**. [S.l.]: Springer, 1978. 487–509 p.

APÊNDICE A - CONDUTÂNCIA DOS ESPAÇADORES

Neste apêndice, estão elencados os cálculos utilizados durante a modelagem do satélite no SINDA para as condutâncias entre quadro e equipamento, baseados na Equação 14. Na Figura 47, as medidas utilizadas nos espaçadores para o cálculo da condutância para cada posição.

$$h_c = \frac{1}{R_c} = \frac{kA}{L} = \frac{k\pi d^2}{4L} \quad (14)$$

Figura 47 – Medida, $L1$, dos espaçadores utilizados no CubeSat para o cálculo da condutância.



Fonte: Autora (2022).

A Tabela 13, elenca os valores calculados para h_c , a partir do diâmetro do espaçador igual a $5mm$, e diferentes valores de $L1$. O material utilizado foi o alumínio 6061, com condutividade térmica igual a $167,9 W/mK$.

Tabela 13 – Condutâncias calculadas para os espaçadores, com espessura L1, material alumínio 6061 e diâmetro de 5mm.

Espessura, L1 [mm]	h_c [W/K]
51	0,047
16	0,149
15	0,159
14	0,170
13	0,183
12	0,198
5	0,476
4	0,595

Fonte: Autora (2022).

APÊNDICE B - CÁLCULO DA ÁREA DO RADIADOR

A área do radiador foi calculada utilizando a Equação 6, de acordo com Karam (1998), a análise preliminar do radiador envolve utilizar os valores médios das cargas térmicas. Utilizando os dados obtidos a partir das cargas incidentes nos sensores, os valores médios para cada item estão dispostos na Tabela 14.

Tabela 14 – Cargas térmicas médias incidentes no satélite para os casos quente e frio.

Dado	Q_{CQ}	Q_{CF}
Temperatura [K]	333,15	303,15
Fluxo solar [W/m ²]	228,87	210,6
Fluxo de Albedo [W/m ²]	63,60	69,20
Fluxo de IR terrestre [W/m ²]	54,90	40,30

Fonte: Autora (2022).

As Potências dissipadas para o caso frio (CF) e caso quente (CQ) podem ser visualizadas na Tabela 15. O equipamento que possui a maior dissipação térmica é o TT&C, tanto para o caso quente, quanto para o caso frio. Para a análise da área do radiador utilizou-se os valores correspondentes a dissipação do TT&C.

Tabela 15 – Dissipação dos equipamentos para os casos quente e frio, com destaque ao do equipamento TT&C.

Equipamento	Q_{CQ} [W]	Q_{CF} [W]
IPDU	0,07	0,07
IPBU	0,06	0,06
MCU	0,07	0,07
MPPT	0,33	0,33
ADCS	2,00	0,90
TT&C	13,00	1,50
ANT	0,04	0,04
Carga Paga	2,90	0,38

Fonte: Autora (2022).

Assim, os resultados do dimensionamento do radiador para ambos os casos estão elencados na Tabela 6. A largura do radiador foi limitada por questões geométricas equivalentes a 0,0826m.

Tabela 16 – Cálculo da área do radiador para os casos quente e frio.

Dado	Q_{CQ}	Q_{CF}
Área [mm^2]	0,029	0,006
Largura [mm]	0,083	0,083
Comprimento [mm]	0,350	0,068

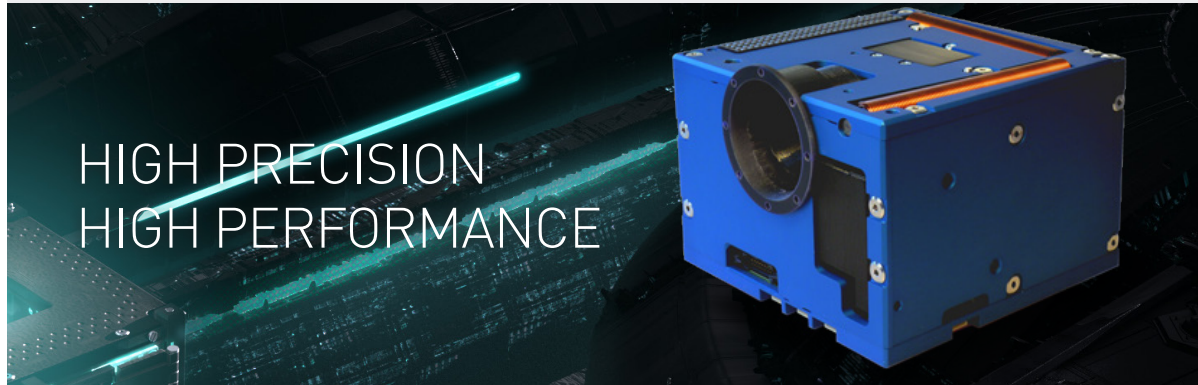
Fonte: Autora (2022).

ANEXO A - ESPECIFICAÇÕES TÉCNICAS DOS EQUIPAMENTOS DE PRATELEIRAS UTILIZADOS NO PRESENTE TRABALHO

As páginas contendo os dados mecânicos dos equipamentos de prateleira utilizados no presente trabalho se encontram neste Anexo.



Attitude Determination & Control System iADCS400



HIGH PRECISION HIGH PERFORMANCE

The iADCS400 is a fully autonomous attitude determination and control system aimed at small satellites with a 6U CubeSat form factor or a larger 12U form factor. It is based on the ST200 star tracker, complemented with RW400 series reaction wheels, MTQ400 series magnetorquers and features an optional external magnetometer, sun sensors, GNSS receivers or precision gyro. It can also host the CP400 Payload Processor inside to save the user additional space.

KEY HIGHLIGHTS:

- Total momentum storage per axis: ± 30 mN.m.s, one reaction wheel per axis
- Maximum torque: 2.5 mN.m
- Standard I2C-compatible interface
- RS422, RS485, U(S)ART and CAN are optional
- Primary components are radiation tolerant up to 45 krad
- Additional radiation shielding built-in
- Interface for external star tracker
- Optional: Built-in OBC/ payload processor



MODES

The iADCS400 features an internal fire-and-forget controller, which frees up the host processor's workload, providing nadir and target-pointing modes, as well as backup de-tumbling, intentional spin modes and slewing for 6 to 12 U satellites or platforms with similar moments of inertia.



ADAPTABILITY

The iADCS400 is delivered with a PC104-compatible footprint, consuming the space of 4 standard CubeSat PCB's, or a total of 0.7 U. This allows the placement of the iADCS400 system anywhere in the CubeSat stack.



DESIGN

Designed for 6–12 U platforms the iADCS400 has low mass of 1150 to 1700 g, low power of < 4 W peak, and outer dimensions of 95.4 x 95.9 x 67.3 mm. The fully autonomous attitude determination and control system has additional radiation shielding built in, plug-and-play ready design and with three-axis magnetorquer configuration with up to 0.5 A.m² of magnetic dipole moment.

TECHNICAL SPECIFICATIONS

Performance		
Total momentum storage per axis	+/- 1.5, +/- 3.0, +/- 6.0 ¹	mN.m.s
Maximum torque	2	mN.m
Magnetic moment	X/Y: 0.5, Z: 0.4	A.m ²
Attitude determination accuracy	30	[3-sigma]
Pointing accuracy	< <1	°
Slew rate	> 1.57	°/s
Radiation tolerance	> 45 ⁸	krad (Si)
Operating temperature	- 45 / - 20 to + 40 / + 85 ⁴	°C

Dimensions		
Outer dimensions	95.4 x 95.9 x 67.3	mm
Mass	1150 / 1300 / 1700 ⁷	g

Electrical specifications				
	Min.	Typ.	Max.	
Supply voltage	4.9	5.0 ¹	15 ²	V
Bus logic level voltage	Referenced to Vsys ³			V
Power consumption				
Idle	-	900 ⁴ [2400] ^{4,5}		mW
Nominal ⁷	-	2000 ⁶		mW
Peak ⁸	-	-	5000 ^{4,5,7}	mW

¹ When using the 5V system power pins on the standard CubeSat header

² When using the VBAT pin on the standard CubeSat header

³ Vsys can range from 3.3 to 5.1V for I²C applications.

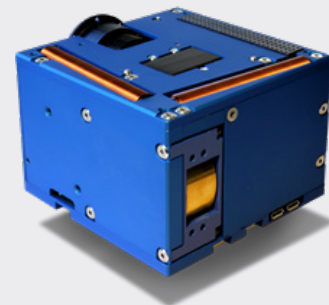
⁴ To be confirmed

⁵ When using the low drift, high precision gyroscope

⁶ Can be tailored

⁷ Depends on reaction wheels used

⁸ Not accounting for Star Trackers and Reaction Wheels used



To make an enquiry, request a quotation or learn about AAC Clyde Space's other products and services, please contact:

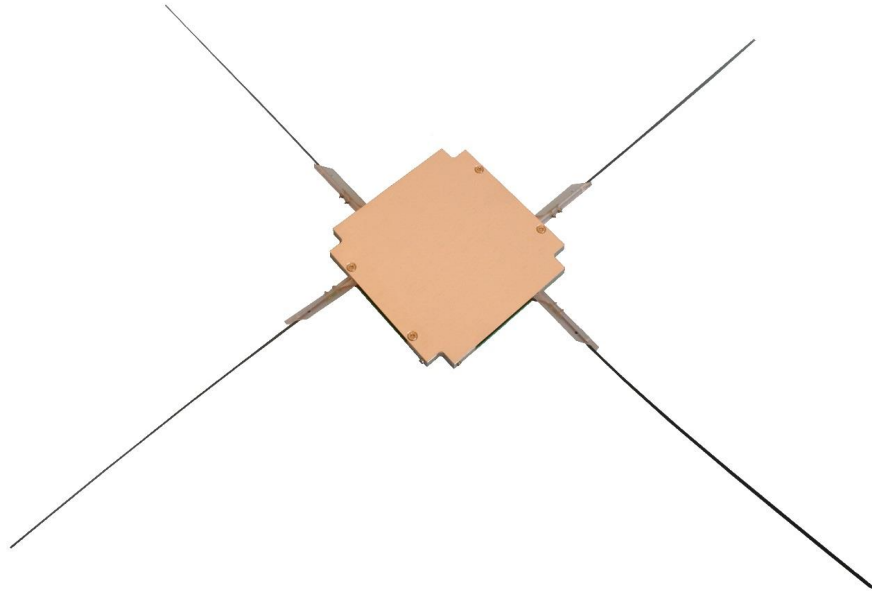
enquiries@aac-clydespace.com



#SPACEISAWESOME

www.aac-clyde.space

Copyright AAC Clyde Space 2021. All rights reserved. All information subject to change. Release date 15 November 2021.



Deployable Antenna System

DATASHEET

ISIS-ANTS-DSH-0001, version 4.0

Innovative, deployable upon command and compact Antenna System specially designed for CubeSat missions.



DATASHEET

Doc ID: ISIS-ANTS-DSH-0001
 Issue: 4.0
 Date: 2020-12-23
 Page: 4 of 9

Block Diagram

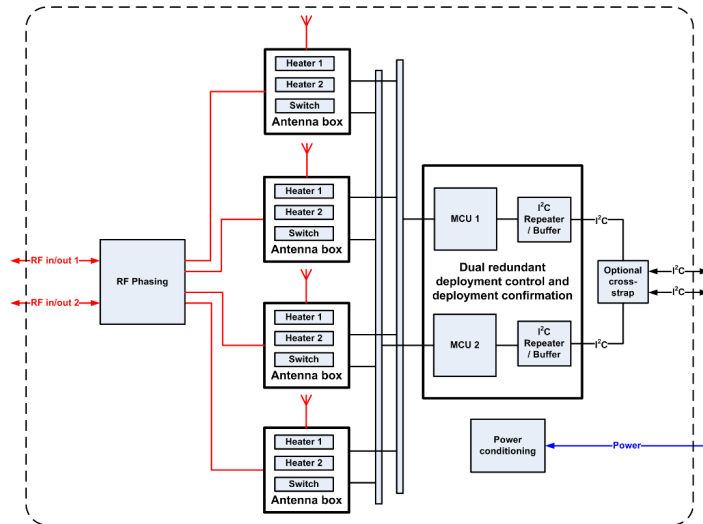


Figure 1 AntS General block diagram

Specification

Table 1 AntS Specification

Parameter	Typical Value	Comments
Environmental Characteristics		
Qualified operational temperature range	-20 to +60°C	
Storage temperature range	-30 to +70°C (RH<60%)	
Electrical Characteristics		
Supply Voltage	3.0V to 3.6V (3.3V nominal) 5.0V (on customer request)	
Typical current consumption (antennas stowed)	13mA @ 20°C	
Typical current consumption (antennas deployed)	11mA @ 20°C	
Typical deployment current (for each element)	0.55A @ 3.3V 0.375A @ 5.0V	
Typical deployment duration (per antenna at temp >0°C)	<3s	
Safety Time limit	30s	
Physical Characteristics		
Dimensions (Main)	98 x 98 mm	
Dimensions (Extending fasteners)	102 x 102 mm	
External height	6 mm	
Internal envelope	3.0 mm	
Weight	89 grams	

© 2021. All rights reserved. Disclosure to third parties of this document or any part thereof, or the use of any information contained therein for purposes other than provided for by this document, is not permitted except with express written permission of ISISPACE Group.

PUBLIC



TXS S-band Transmitter Datasheet

ISIS.TXS.DS.001, version 1.0



TXS Datasheet

Doc ID: ISIS.TXS.DS.001
 Issue: 1.0
 Date: 2019-07-03
 Page: 3 of 9

Key specifications

Table 1 TXS key specifications

Parameter	Value / Description
RF and data link specifications	
Frequency range	2200 – 2290 MHz
Frequency step size	1 kHz
Frequency stability	+/-10 ppm
RF output power	27 to 33 dBm (settable) $\pm$ 1 dB
Spurious emissions	Less than -60 dBc
Transmitted data rate (on-air)	up to 10 Mbit/s (5 Msym/s, OQPSK)
Useful information bitrate	up to 4.3 Mbit/s (at TM transfer frame level)
Supported symbol rates	0.625, 1.25, 2.5, 5 Msym/s selectable
Modulation scheme	Suppressed carrier: BPSK, OQPSK selectable as per CCSDS 401.0-B
Pulse shaping filter	Root raised cosine Nyquist pulseshaping as per CCSDS 413.0-G. Roll-off: 0.35 / 0.5 selectable
Forward Error Correction	Convolutional (K=7, $\frac{1}{2}$) as per CCSDS 131.0-B Reed Solomon (223, 255) as per CCSDS 131.0-B
Pseudorandomization	Pseudorandomization as per CCSDS 131.0-B
Synchronization	32 bit Attached Sync Marker as per CCSDS 131.0-B
Power specifications	
Power consumption	13 W (for 33 dBm RF output power)
DC supply voltage	7 to 20 V
Interfaces	
Payload data interface	LVDS
Housekeeping data interface	I ² C
Mechanical specifications	
Dimensions	98.8 x 93.3 x 14.5 mm
Mass	132 g
Environmental specifications	
Operating temperature	-40 to +70 °C



TXS Datasheet

Doc ID: ISIS.TXS.DS.001
 Issue: 1.0
 Date: 2019-07-03
 Page: 4 of 9

Electrical characteristics

Table 2 Electrical Characteristics

Parameter	Symbol	Conditions	Min	Typ	Max	Unit
Power supply						
DC supply voltage	V_{CC}		7		20	V
DC power consumption	P_{DC}	Mode: Supervisor on		0.08	0.1	W
DC power consumption	P_{DC}	Mode: TX standby		1.5	1.6	W
DC power consumption at rated output power	P_{DC}	Mode: TX on $P_{RF} = 33$ dBm, $V_{CC} = 16.0$ V		13	14	W
RF						
RF output power	P_{RF}	$f_{TX} = 2245$ MHz, $V_{CC} = 16.0$ V	30	33	35	dBm
RF output power stability	ΔP_{RF_T}	$-25^{\circ}\text{C} \leq T_{amb} \leq 55^{\circ}\text{C}$		1	2	dB
RF output power stability	ΔP_{RF_f}	$2200\text{ MHz} \leq f_{TX} \leq 2290\text{ MHz}$		1.5	2	dB
Spurious suppression	N/A	$P_{RF} = 33$ dBm			-60	dBc
Transmit center frequency	f_{TX}		2200		2290	MHz
Frequency stability	Δf				± 10	ppm
I ² C interface ^{1, 2}						
Bus logic low-level input voltage	V_{IL}		0		1.0	V
Bus logic low-level output voltage	V_{OL}		0.47		0.6	V
Bus logic high-level voltage	V_{OH}		2.3		3.3	V
LVDS Outputs ³						
Differential output voltage	V_{OD}		250	310	450	mV
Offset voltage	V_{OS}		1.125	1.17	1.375	V
Output high voltage	V_{OH}			1.33	1.6	V
Output low voltage	V_{OL}		0.90	1.02		V
LVDS Inputs ⁴						
Differential input high threshold	V_{TH}	$V_{cm} = 1.2$ V, 0.05 V, 2.95 V		-35	0	mV
Differential input low threshold	V_{LH}	$V_{cm} = 1.2$ V, 0.05 V, 2.95 V	-100	-35		mV
Common-mode voltage range	V_{CMR}	$V_{ID} = 200$ mV p-p	0.1		2.3	V
Input current	I_{IN}	$V_{IN} = 2.8$ V	-10	± 5	+10	μA
	I_{IN}	$V_{IN} = 0$ V	-10	± 1	+10	μA
LVDS input termination resistance	R_T			100		Ohm

1. I²C repeater IC type: PCA9517A
2. The PCA9517A buffers on the TXS are powered by 3.3 V, therefore a nominal bus logic high voltage of 3.3 V is supported
3. LVDS Receiver IC type: ADN4668
4. LVDS Transmitter IC type: ADN4667



TXS Datasheet

Doc ID: ISIS.TXS.DS.001
 Issue: 1.0
 Date: 2019-07-03
 Page: 8 of 9

Physical layout

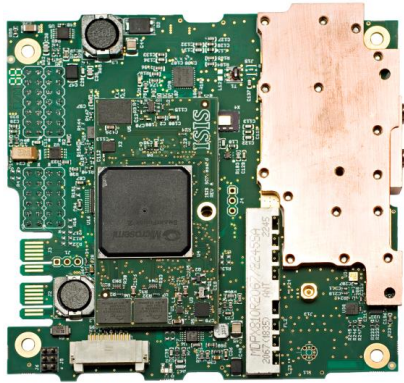


Figure 6 Top view

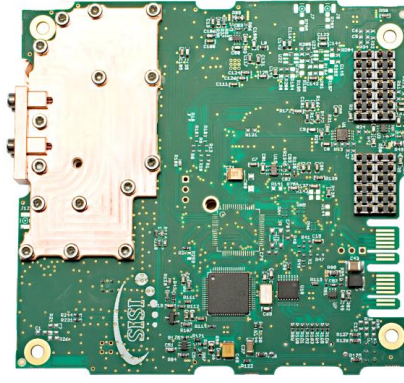


Figure 7 Bottom view

Mechanical outline

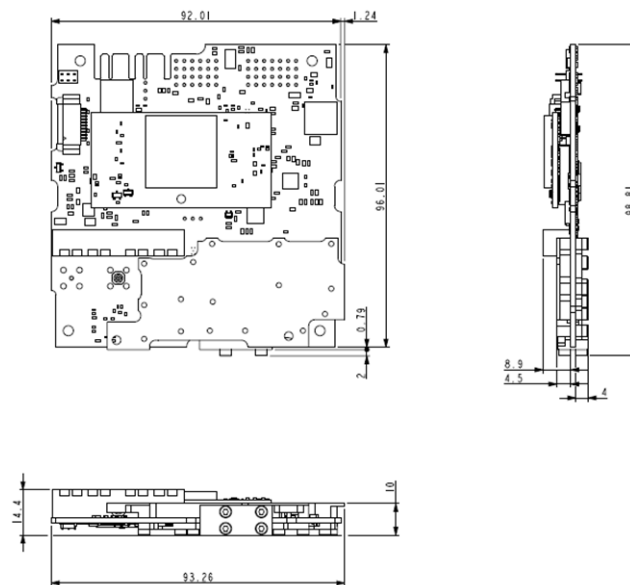
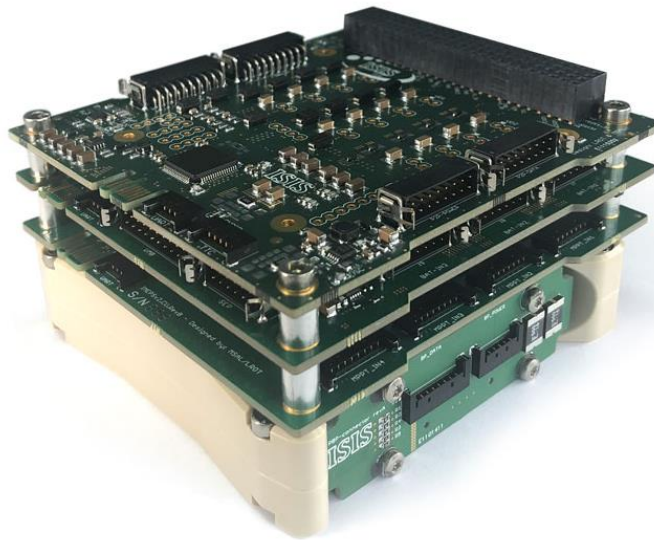


Figure 8 Mechanical outline¹

¹ This mechanical outline drawing does not contain the CSKB-lite connector, since a number of options for this connector are available. Contact ISIS for details.



Modular EPS Datasheet

ISIS.MEPS.DS. 001, version 1.0

Modular and highly configurable power system suitable for CubeSat missions from 3U upwards.



Modular EPS DataSheet template

Doc ID: ISIS.MEPS.DS.001
 Issue: 1.0
 Date: 2016-04-01
 Page: 2 of 7

Conditioning Unit



- Each additional Conditioning Unit (IPCU) allows for further 4x 39W MPPT channels
- Multiple IPCU's can be placed in parallel for redundancy

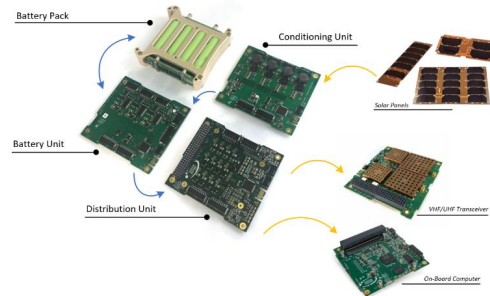
Distribution Unit



- Each additional Distribution Unit (IPDU) allows for a further
 - o 4x switchable output channel at Vbat (12.8V – 16V)
 - o 2x user defined voltages (up to 12V)
 - o Each user defined voltage has 4x switchable output channel.
 - o User definable 'permanent' channels, and fully configurable auto-enable output bus time delays.
- Multiple IPDU's can be placed in parallel for redundancy
- Multiple IPDU's can have their output channels electrically ordered for supply redundancy
- Multiple IPDU's can be placed in series to create master-slave power chains

Compatibility

- Interoperable with ISISpace Solar Panels, On-Board Computer, Structures and Radios
- Compliant to CubeSat standard



Flight Heritage & Quality Assurance

- Design based on heritage from PEASSS Cubesat flown in 2016.
- First generation Modular EPS successfully flown in 2018.
- Qualification Test Level:
 - o Thermal: -40 to +80 °C.
 - o Static loads: +10.8 [g], three axes.
 - o Sine & random vibration: ASAP5 levels.
- Flight units thermally acceptance tested for workmanship.
- IPC-A-610 Class 3 PCB and assembly, flight units thermally acceptance tested.

Ordering Information

Please contact sales@isispace.nl for ordering information.



Modular EPS DataSheet template

Doc ID: ISIS.MEPS.DS. 001
 Issue: 1.0
 Date: 2016-04-01
 Page: 3 of 7

Specification

Parameter	Value	Unit
Environmental Characteristics		
Operational temperature	-40 to +70(a)	°C
Storage temperature	-40 to +85(a)	°C
Storage lifetime	12	months
Common Power Rail		
Rail Voltage	12.8 – 16.0	V
Rail Maximum Current	~12	A
Harness Interconnect	multicore wire, Harwin M80 L-Tek	-
Board Interconnect Topology	Daisy Chain, Point to Point	-
Power Distribution Unit (IPDU)		
Height	11	mm
Weight	51.6 g (incl. top mount full CSKB) 57.4 g (incl. bottom mount full CSKB)	g
Idle consumption	66 (4.1mA @ 16V) (regulation of VD1 at 5V and VD2 at 3.3V, no external load)	mW
Input maximum current	8	A
Output Regulator Topology	Buck only. Buck or boost regulator or customization possible on daughterboard style "SonBoard".	-
Output Regulator Modes	Fixed frequency (loads >= 1A) Burst mode (loads < 1A) Design adapted for low EMI as verified by test.	-
Output voltage domains	VD0: fixed (= rail voltage) VD1: user selectable (only below rail voltage) VD2: user selectable (only below rail voltage) VD1 and VD2 default configuration is 5V and 3V3 respectively	-
Output channels	VD0: x 4 VD1: x 4 VD2: x 4 Option using Sonboard mounted regulator: VDx: x 4	-
Output maximum current	max 3A per channel (limited by OC protection) max total for VD1: 4A (continuous), 6A(peak) max total for VD2: 4A (continuous), 6A(peak)	-
Electrical Protection	- overcurrent/thermal limit on Unit input - overvoltage protection on all domains on each output bus channel: - overcurrent/thermal protection - voltage ramp slew rate control - reverse current protection	-



Modular EPS DataSheet template

Doc ID: ISIS.MEPS.DS. 001
 Issue: 1.0
 Date: 2016-04-01
 Page: 4 of 7

Parameter		Value	Unit
Functional Protection		- Safety Mode (when VDO low) - Emergency Low Power Mode (when VDO low) - Hardware Supervisor including Watchdog - TT&C Watchdog (stack reset on EPS comms timeout)	-
Monitoring		- MCU/PCB temperature voltage, current and power measurements on: - total unit input - total output for VDO - total output for VD1 regulator - total output for VD2 regulator - each output bus channel voltage on: - local board power supply	-
Communication bus		I2C, UART, SPI optional. Single wire command only interface. Each Unit provides an isolated I2C bus segment to its stack, separated from the other Units.	-
Power Battery Pack (IPBP)			
Height		21	mm
Weight		252	g
Configuration		4 series	-
Voltage	Nominal	14.4	V
	Min/max	10 min, 16.8 absolute maximum	V
	Operating	12.8-16.0	V
Capacity	Nominal	3200	mAh
Input current	Max	1.6	A
Battery Cell			
Chemistry		Lithium-Ion	-
Voltage	nominal	3.6	V
	Min/max	2.5 min, 4.2 abs max	V
Capacity		3200	mAh
Output current	max	6.4	A
Battery heater	resistance	100	Ohm
	current	160 (16V @ ~2.5W)	mA
Power Battery Unit (IPBU)			
Height		10	mm
Weight		48.7	g
Idle consumption		63 (3.9mA @ 16V)	mW
Battery Channels/Packs per BU		Minimum packs:1 Maximum packs: 3 Individual parallel battery channels available: 3	-
Battery Channel max output current		4 (Note: Connecting single battery pack to multiple parallel BU channels possible. Provides current sharing and/or redundancy)	A
BU max input power (per battery channel/pack)		19.2W @ 12V / 25.6W @16V	W
BU max output power (per battery channel/pack)		48W @ 12V / 64W @16V	W



Modular EPS DataSheet template

Doc ID: ISIS.MEPS.DS. 001
 Issue: 1.0
 Date: 2016-04-01
 Page: 5 of 7

Parameter	Value	Unit
Functional Protection	- Emergency Low Power Mode (when string voltage low) - TT&C Watchdog (unit reset on comms failure, does not interrupt power provision)	-
Monitoring	Per cell voltage Total input/output current, voltage and power 2 x temperature sensors per pack	-
Battery balancing	Yes, per pack closed loop controlled in orbit configurable: enable/disable, voltage thresholds	-
Battery heating	Yes, per pack closed loop controlled in orbit configurable: enable/disable, voltage thresholds	-
Power Conditioning Unit (PCU)		
Height	12	mm
Weight	58	g
Idle consumption	MPPT: 33.1mA @ 10V, 0.331 W MCU: 3.9 mA @ 16 V, 0.066 W note: MPPT circuitry power taken from attached solar panels (sunlight only). MCU circuitry power taken from internal EPS power rail (sunlight and eclipse).	-
Output Regulator Topology	Boost only	-
Harvesting Mechanism	Maximum Power Point Tracking	-
PV input min/max voltage	2V min, 13V max (with battery voltage >14V)	V
Maximum input current	3	A
Output voltage	16	V
CU max input power (per channel)	39 (5 series, 6 parallel solar cells strings)	W
Channels per CU	4	-
Electrical Protection	- overvoltage protection - reverse current protection	-
Functional Protection	- TT&C Watchdog	-
Monitoring	- MCU/PCB temperature voltage and current on: - channel input voltage, current and power on: - channel output	-
Battery dependency	None, Unit can produce power with or without a battery on the output, allowing sunlight-only platform configurations.	-



NanoCam C1U

Datasheet

Camera Payload for nano-satellites

5 Absolute Maximum Ratings

Stresses above those listed under Absolute Maximum Ratings may cause permanent damage to the C1U. Exposure to absolute maximum rating conditions for extended periods may affect the reliability.

Symbol	Description	Min.	Typ.	Max.	Unit
T_{amb}	Operating Temperature	0		60	°C
T_{stg}	Storage Temperature	-40		85	°C
V_{io}	Voltage on I ² C/serial ports	2.7	3.3	3.6	V

6 Electrical Characteristics

Symbol	Description	Min.	Typ.	Max.	Unit
VCC	Supply voltage	3.2	3.3	3.6	V
I	Supply current			500	mA

6.1 Power Usage

Parameter	Condition	Min	Typical	Max	Unit
Idle			380		mW
Image acquisition	< 5 s per operation		800		mW
Image processing	< 10 s per operation		800		mW
System boot	< 15 s		1300		mW

7 Physical Characteristics

Mass of system without optics: 77 g

8 mm lens

Description	Value	Unit
Mass	167	g
Size	86.0 x 91.7 x 55.1	mm

35 mm lens

Description	Value	Unit
Mass	169	g
Size	86.0 x 91.7 x 57.9	mm

70 mm lens

Description	Value	Unit
Mass	277	g
Size	86.0 x 91.7 x 97.2	mm

8 Mechanical Drawing

The screws that go through shield, PCB and lens table are 4x M3 T10.

All dimension in mm.

8.1 70 mm

