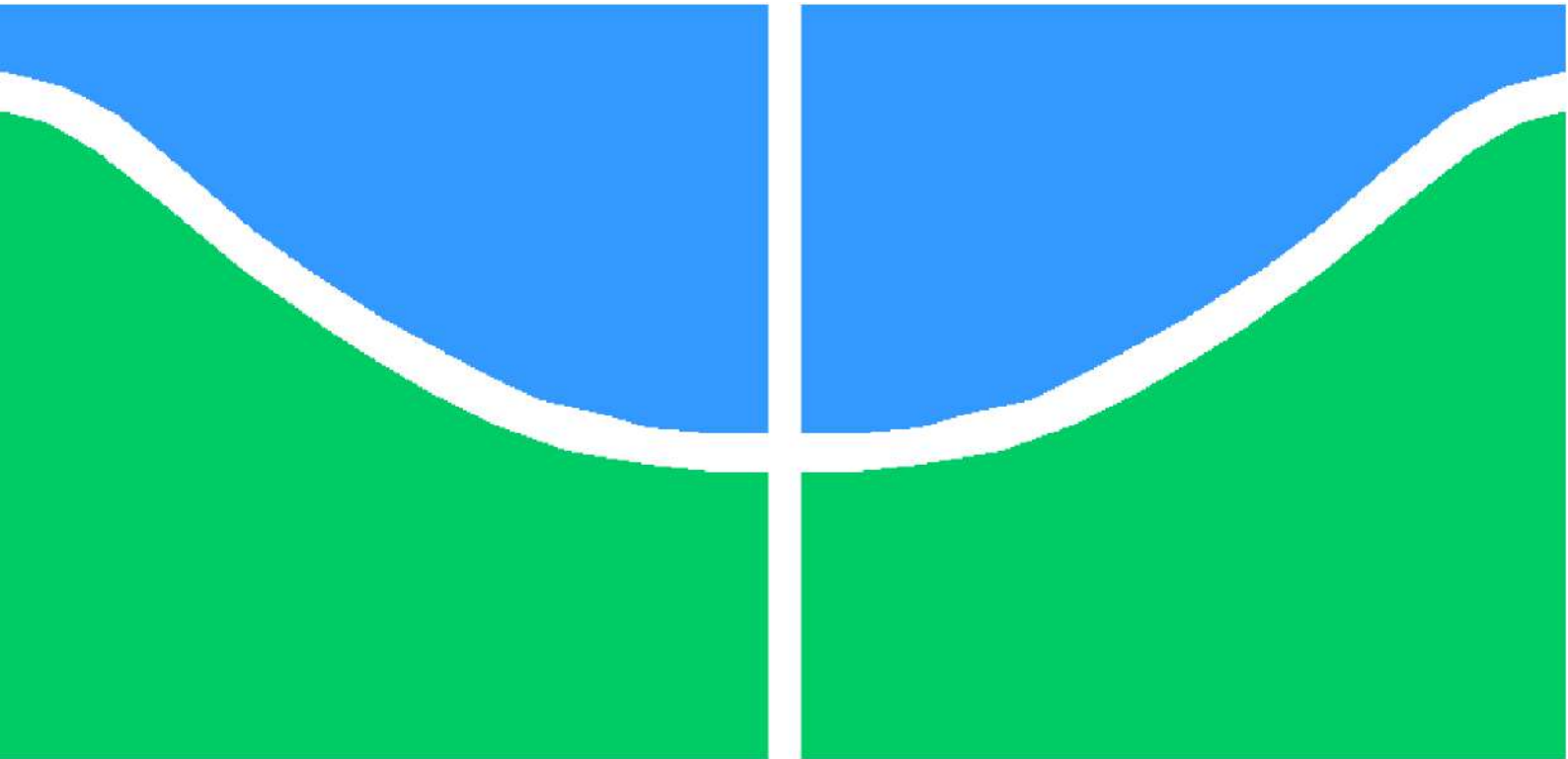




Universidade de Brasília - UnB
Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE
Engenharia Aeroespacial

Análise e Projeto de Missão Espacial para uma Constelação de Nanosatélites para Monitoramento da Amazônia Azul

Autor: João Victor Alves Oliveira Moreira
Orientador: Dr. William Reis Silva

Brasília, DF
2025



João Victor Alves Oliveira Moreira

Análise e Projeto de Missão Espacial para uma Constelação de Nanosatélites para Monitoramento da Amazônia Azul

Monografia submetida ao curso de graduação
em Engenharia Aeroespacial da Universidade
de Brasília, como requisito parcial para ob-
tenção do Título de Bacharel em Engenharia
Aeroespacial.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE

Orientador: Dr. William Reis Silva

Coorientador: Dr. Lui Txai Calvoso Habl

Brasília, DF

2025

João Victor Alves Oliveira Moreira

Análise e Projeto de Missão Espacial para uma Constelação de Nanosatélites
para Monitoramento da Amazônia Azul/ João Victor Alves Oliveira Moreira. –
Brasília, DF, 2025-

127 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Dr. William Reis Silva

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE , 2025.

1. Satélites. 2. Missão. I. Dr. William Reis Silva. II. Universidade de Brasília.
III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise e Projeto de Missão Espacial para uma
Constelação de Nanosatélites para Monitoramento da Amazônia Azul

CDU 02:141:005.6

João Victor Alves Oliveira Moreira

Análise e Projeto de Missão Espacial para uma Constelação de Nanosatélites para Monitoramento da Amazônia Azul

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 17 de julho de 2025:

Dr. William Reis Silva
Orientador

Dr. Lui Txai Calvoso Habl
Coorientador

Dr. Cristian Vendittozzi
Convidado 1

Dr. Renato Alves Borges
Convidado 2

Brasília, DF
2025

**Este trabalho é dedicado a todos que ousam perseverar,
mesmo contra todas as probabilidades.**

Agradecimentos

Agradeço imensamente à minha família, especialmente à minha mãe e à minha avó, que são a minha razão de seguir em frente, sempre me oferecendo amor e apoio incondicional.

Sou grato também aos meus amigos de infância — Arthur Firme, Pedro Israel, Lincoln Neves, Gabriel Bernardo e Gabriel Cerri —, que contribuíram de forma única para a construção do meu caráter e proporcionaram momentos inesquecíveis de alegria e aprendizado.

Aos amigos que conheci ao longo da faculdade e na Gama CubeDesign, em especial Pedro Henrique, Priscila Yamada, Mateus Sant’Ana, Isla Brandão, Giovanni Assante, João Victor Rocha, Gustavo Malta, Filipe Daltro, Lucas Alexandre, Guilherme Moreira, Juan Bezerra, Pedro Campos, Vitor Aguirra e Dara Cristina, sou eternamente grato pelo apoio, pela parceria e pela amizade, que foram um porto seguro durante os desafios e conquistas da graduação.

Por fim, deixo um agradecimento especial aos professores orientadores deste trabalho — Lui Calvoso, Renato Borges e Chantal Capelletti —, com destaque para William Reis Silva e Cristian Ventittozi, bem como aos meus colegas de trabalho Augusto Pereira, Arthur Queiroz e Mery Pinheiro, que me proporcionaram a oportunidade de aprofundar meus estudos em um tema pelo qual sou apaixonado.

"Eu sou vários! Há multidões em mim. Na mesa de minha alma sentam-se muitos, e eu sou todos eles. Há um velho, uma criança, um sábio, um tolo. Você nunca saberá com quem está sentado ou quanto tempo permanecerá com cada um de mim. Mas prometo que, se nos sentarmos à mesa, nesse ritual sagrado eu lhe entregarei ao menos um dos tantos que sou, e correrei os riscos de estarmos juntos no mesmo plano. Desde logo, evite ilusões: também tenho um lado mau, ruim, que tento manter preso e que quando se solta me envergonha. Não sou santo, nem exemplo, infelizmente. Entre tantos, um dia me descubro, um dia serei eu mesmo, definitivamente. Como já foi dito: ouse conquistar a ti mesmo."

(Friedrich Nietzsche)

Resumo

Os *cubesats* surgiram como plataformas acessíveis e versáteis para diversas aplicações espaciais, incluindo observação terrestre e defesa. No Brasil, a Amazônia Azul representa um patrimônio estratégico, exigindo monitoramento contínuo para garantir segurança e preservação ambiental. O Sistema de Gerenciamento da Amazônia Azul (SisGAAz) busca atender a essas demandas, integrando tecnologias para gestão e proteção marítima. Este estudo propõe o uso de uma constelação de *cubesats* ópticos como ferramenta complementar ao SisGAAz, ampliando a capacidade de monitoramento da região, com ênfase na detecção de manchas de óleo. A pesquisa utiliza análises de engenharia de missões espaciais para definir a arquitetura da constelação, considerando *budgets* de sistemas, conceito de operações e formações de voo. Os resultados evidenciam a viabilidade do uso de *cubesats* no monitoramento ambiental marítimo, destacando sua contribuição para a proteção de recursos naturais e resposta rápida a incidentes. Conclui-se que a integração desses satélites fortalece a infraestrutura de vigilância da Amazônia Azul, oferecendo uma solução eficiente. Além disso, o trabalho contribui metodologicamente para a fase preliminar de projetos espaciais, promovendo o desenvolvimento de sistemas alinhados às necessidades estratégicas do Brasil.

Abstract

Cubesats have emerged as accessible and versatile platforms for various space applications, including Earth observation and defense. In Brazil, the Blue Amazon represents a strategic asset, requiring continuous monitoring to ensure security and environmental preservation. The Blue Amazon Management System (SisGAAz) aims to meet these demands by integrating technologies for maritime management and protection. This study proposes the use of a constellation of optical cubesats as a complementary tool to SisGAAz, expanding the region's monitoring capacity with an emphasis on detecting oil spills. The research employs space mission engineering analysis to define the constellation's architecture, considering system budgets, concept of operations, and flight formations. The results demonstrate the feasibility of using cubesats for maritime environmental monitoring, highlighting their contribution to the protection of natural resources and rapid incident response. It is concluded that the integration of these satellites strengthens the surveillance infrastructure of the Blue Amazon, offering an efficient solution. Furthermore, the work contributes methodologically to the preliminary phase of space projects, promoting the development of systems aligned with Brazil's strategic needs.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Representação da Amazônia Azul (ANDRADE; ROCHA; FRANCO, 2021)	29
Figura 2 – Representação da operação e funcionamento do SisGAAz (SOUZA, 2024)	30
Figura 3 – Conceito de Missão da Constelação Arara - Adaptado de (MOREIRA; SILVA; et al., 2024)	31
Figura 4 – Ciclos de Vida adotados pela Engenharia de Sistemas (INCOSE, 2006)	38
Figura 5 – Ciclo de vida de projetos - Padrão NASA (NASA, 2007)	40
Figura 6 – Ciclo de vida de projetos - Padrão ECSS (ECSS, 2009)	40
Figura 7 – Disciplinas abordadas pelas normas ECSS (ECSS, 2024)	41
Figura 8 – Modelo em V da engenharia de sistemas representando a relação hierárquica entre requisitos(CAPPELLETTI, 2021)	42
Figura 9 – Estrutura Analítica de Projeto da Missão Constelação Arara	47
Figura 10 – Representação do Espectro Eletromagnético (LARSON, 1999)	48
Figura 11 – Atuação da banda SWIR na detecção de manchas de óleo, indicado pela cor rosa (European Space Imaging, 2024)	49
Figura 12 – Câmera <i>Chamaleon SWIR</i> , <i>Dragonfly Space</i> (Aerospace Dragonfly, 2024)	49
Figura 13 – Configuração Preliminar dos Satélites da Constelação Arara (MOREIRA; SILVA; et al., 2024)	50
Figura 14 – Eixos e movimentos de atuação em um satélite teórico (LARSON, 1999)	51
Figura 15 – Principais <i>hardwares</i> espaciais utilizados em sistemas ADCS de <i>cubesats</i> (JAXA, 2025)	51
Figura 16 – Esquemático de funcionamento de sistema energético em satélites (JAXA, 2025)	53
Figura 17 – Subsistema de EPS do cubesat HORYU-I (JAXA, 2025)	54
Figura 18 – Subsistema de OBDH do cubesat HORYU-I (JAXA, 2025)	55
Figura 19 – Diferentes tipos de arquitetura de distribuição de dados aplicadas a sistemas espaciais (JAXA, 2025)	55
Figura 20 – Forças atuantes em um corpo durante ação de sistema propulsivo (LARSON, 1999)	56
Figura 21 – Propulsor elétrico NPT30-I2 (ThrustMe, 2025)	56
Figura 22 – Estrutura de <i>cubesat</i> para o padrão 6U (ENDUROSAT, 2025)	57
Figura 23 – Esquemático de cargas térmicas de um satélite (NASA, 2023)	58

Figura 24 – Uso de isolantes térmicos em componentes eletrônicos de um <i>cubesat</i> (RESEARCH LABORATORY AIRFORCE, 2021)	58
Figura 25 – Esquemático de de <i>uplink</i> e <i>downlink</i> entre um satélite estação de solo (JAXA, 2025)	59
Figura 26 – Subsistema de TT&C do <i>cubesat</i> HORYU-I (JAXA, 2025)	59
Figura 27 – Centro de Operações Espaciais COPE-S (Telebras, 2025)	60
Figura 28 – <i>National Weather Service</i> (National Weather Service, 2021)	61
Figura 29 – Antena da série AXS para rastreamento de satélites em órbita baixa (SAFRAN, 2024)	62
Figura 30 – Elementos Orbitais Keplerianos (NASA, 2024)	63
Figura 31 – Comparação da cobertura global com diferentes números de satélites simulados com o STK. Caso (a): um único satélite. Caso (b): constelação de dois satélites no mesmo plano orbital.(MOREIRA; SILVA; et al., 2024)	67
Figura 32 – Configuração orbital 65:15/3/2 do tipo Walker Delta, (WERTZ, 2007)	68
Figura 33 – Percentual de cobertura em relação ao semieixo maior e número de satélites	72
Figura 34 – Tempo de Revisita Médio para a Configuração Orbital Final da Constelação Arara - Estudo de caso mês Janeiro	73
Figura 35 – Representação da configuração orbital final da Constelação Arara. . . .	74
Figura 36 – Missão Transporter-1 da SpaceX antes da encapsulação na coifa de carga útil do foguete Falcon 9 (NASA, 2024).	78
Figura 37 – Conceito de Missão ION Satellite Carrier(DOrbit, 2025).	78
Figura 38 – Compilação da fase da Lua cheia capturada por um satélite da constelação DOVE (Planet, 2017a)	80
Figura 39 – Fluxograma do Cenário de Monitoramento de Rotina.	83
Figura 40 – Fluxograma do Cenário de Operação por Demanda.	84
Figura 41 – Fluxograma do Cenário de Manutenção e Prevenção de Colisão.	85
Figura 42 – Gráfico de altitude versus inclinação para órbitas sol-síncronas circulares em LEO. (KILIC, 2014)	91
Figura 43 – Configuração Orbital - Constelação Arara	93
Figura 44 – Órbita principal (0) e duas órbitas de defasagem: uma mais rápida (1) e outra mais lenta (2). T_o representa o período da órbita principal. (CURTIS, 2010)	94
Figura 45 – Comportamento de manobras de faseamento em sistemas propulsivos de baixo empuxo (MIT, 2015)	98
Figura 46 – Configurações de arrasto diferencial - Satélite Dove (Planet, 2017b) . .	101
Figura 47 – Configurações de Arrasto Diferencial - Constelação Arara	102
Figura 48 – Variação do lux solar 10,7cm ao longo dos anos (NASA, 2025)	103

Figura 49 – Comportamendo de faseamento dos satélites ao longo dos eventos de arrasto	104
Figura 50 – Performance de cobertura monitorada pela Constelação ao longo do tempo de Comissionamento	105
Figura 51 – Comportamento da configuração orbital da constelação ao longo do comissionamento	106
Figura 52 – Relação entre o ΔV anual e a altitude mínima de operação antes da manobra de correção.	108
Figura 53 – ΔV para compensação de arrasto (<i>drag makeup</i>) em uma atmosfera média, modelo MSIS-90 ($F_{10.7} = 150$, $a_p = 15$), para várias altitudes e relações de $C_d A/m$ (CHOBOTOV, 2002).	109
Figura 54 – Simulação do decaimento orbital a partir de 520 km, demonstrando a reentrada em menos de 5 anos.. . . .	111

Lista de tabelas

Tabela 1 – Requisitos de Usuário - Constelação Arara	44
Tabela 2 – Requisitos de Missão - Constelação Arara	45
Tabela 3 – Requisitos de Sistema - Constelação Arara	46
Tabela 4 – Parâmetros Técnicos do Sensor Escolhido (Aerospace Dragonfly, 2024)	49
Tabela 5 – Parâmetros Técnicos da Antena de Segmento de Solo (SAFRAN, 2024)	62
Tabela 6 – Relação entre os requisitos de missão e os parâmetros orbitais, adaptado de (SANAD et al., 2012)	66
Tabela 7 – Compensações de altitudes de um satélite de observação da Terra, adaptado de (SANAD et al., 2012)	67
Tabela 8 – Parâmetros iniciais do satélite considerados na simulação	71
Tabela 9 – Parâmetros de configuração orbital do estudo paramétrico	72
Tabela 10 – Configuração Orbital da Constelação Arara	72
Tabela 11 – Mapeamento de missões compartilhadas de Cubesat (Sky-Brokers, 2025).	89
Tabela 12 – Resumo das manobras impulsivas otimizadas (N=1).	97
Tabela 13 – Custo de Δv (m/s) para diferentes tempos de implantação (baixo empuxo).	99
Tabela 14 – Configuração de Área de Arrasto para os Satélites da Constelação Arara.	103
Tabela 15 – Relação de Massa e Área dos Satélites.	103
Tabela 16 – Datas dos Eventos de Faseamento e Semieixo Maior no Momento do Evento.	104
Tabela 17 – Custo em ΔV e Duração da Queima para as Manobras de Estabilização.	105
Tabela 18 – Parâmetros de entrada para a simulação de decaimento no STK.	107
Tabela 19 – Cálculo de ΔV anual para diferentes altitudes de decaimento.	108
Tabela 20 – Parâmetros de entrada para a simulação de decaimento no STK.	110
Tabela 21 – Sumário do budget de ΔV para a Constelação Arara.	111
Tabela 22 – Benchmark de sistemas de propulsão comerciais para CubeSats.	111
Tabela 23 – Requisitos de Usuário - Constelação Arara	123
Tabela 24 – Requisitos de Missão - Constelação Arara	125
Tabela 25 – Requisitos de Sistema - Constelação Arara	127

Lista de abreviaturas e siglas

SisGAAz	Sistema de Gerenciamento da Amazônia Azul
FAB	Força Aérea Brasileira
CONOPS	<i>Concepts of Operation</i>
PEM20240	Plano Estratégico de Defesa da Marinha do Brasil
ECSS	<i>European Cooperation for Space Standardization</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
CSA	<i>Canadian Space Agency</i>
FCC	<i>Federal Communications Commission</i>
SWIR	<i>Short-Wave Infrared</i>
ADCS	<i>Attitude Determination and Control System</i>
EPS	<i>Electrical Power System</i>
OBDH	<i>On Board Computer and Data Handling</i>
PROP	<i>Propulsion System</i>
MECH	<i>Mechanical Systems</i>
MLI	<i>Multi Layer Insulation</i>
TT&C	<i>Telemetry, Tracking and Control System</i>
COO	Centro de Controle e Operação
COPE	Centro de Operações Espaciais
CMI	Centro de Monitoramento por Imagem
RAAN	Ascensão Reta do Nodo Ascendente
LTDN	Tempo Local do Nodo Descendente
LTAN	Tempo Local do Nodo Ascendente

FoM	Figura de Mérito
STK	<i>Systems Tool Kit</i>
UTCg	<i>Coordinated Universal Time</i>
SSO	Órbita Sol-Síncrona
GSD	<i>Ground Sample Distance</i>
FOV	<i>Field of View</i>
LEOP	Lançamento e Fase Inicial de Órbita
LEO	Órbita Baixa da Terra

Lista de símbolos

a	Semi-eixo Maior
e	Ecentricidade
i	Inclinação
Ω	Ascensão Reta do Nodo Ascendente
w	Argumento do Perigeu
v	Anomalia Verdadeira
$\dot{\Omega}$	Taxa de Precessão Nodal
J_2	Segundo coeficiente harmônico zonal da Terra
R_E	Raio equatorial da Terra
μ	Parâmetro gravitacional da Terra
Δ	Delta
G	Constante gravitacional

Sumário

1	INTRODUÇÃO	29
1.1	Contextualização	29
1.2	Motivação	30
1.3	Objetivos	31
1.3.1	Objetivo Geral	31
1.3.2	Objetivos Específicos	31
1.4	Justificativa	32
1.5	Organização do Trabalho	32
2	VISÃO GERAL DE MISSÃO E ENGENHARIA DE SISTEMAS	35
2.1	Declaração e Objetivos da Missão	35
2.1.1	Declaração Missão	35
2.1.2	Objetivo da Missão	36
2.1.3	Contribuição da Missão no Plano Estratégico de Defesa do Brasil	36
2.2	Ciclo de vida de projeto	37
2.2.1	Principais Modelos de Ciclo de Vida de Projetos Espaciais	39
2.2.1.1	<i>Systems Engineering Handbook - NASA</i>	39
2.2.1.2	<i>European Cooperation for Space Standardization (ECSS)</i>	39
2.2.2	Ciclo de Vida Adotado pela Constelação Arara	41
2.3	Requisitos de Missão	42
2.3.1	Requisitos de Usuário	44
2.3.2	Requisitos de Missão	44
2.3.3	Requisitos de Sistema	46
3	ARQUITETURA PRELIMINAR DE MISSÃO	47
3.1	<i>Payload</i>	47
3.1.1	Sensor Infravermelho	48
3.2	Satélite	50
3.2.1	<i>Attitude Determination and Control System (ADCS)</i>	51
3.2.1.1	Sensores	51
3.2.1.2	Atuadores	52
3.2.2	<i>Electrical Power System (EPS)</i>	52
3.2.3	<i>On Board Computer and Data Handling (OBDH)</i>	54
3.2.4	<i>Propulsion System (PROP)</i>	55
3.2.4.1	Sistema de Propulsão Elétrica	55
3.2.5	<i>Mechanical Systems (MECH)</i>	57

3.2.5.1	Sistema Estrutural	57
3.2.5.2	Sistema de Controle Térmico	57
3.2.6	<i>Telemetry, Tracking and Control System (TT&C)</i>	58
3.3	Segmento de Solo	59
3.3.1	Centro de Controle e Operação (COO)	60
3.3.2	Centro de Monitoramento por Imagem (CMI)	60
3.3.3	Sistema de Comunicação	61
4	CONFIGURAÇÃO DA CONSTELAÇÃO	63
4.1	Mecânica Celeste e Elementos Orbitais Keplerianos	63
4.1.1	Elementos Orbitais como Drivers de Sistema	65
4.1.2	Padrões de Constelação e Configuração Orbital da Constelação Arara	68
4.1.2.1	Padrão Walker-Delta	68
4.1.2.2	Configuração Orbital - Constelação Arara	68
4.2	Design Orbital da Constelação	69
4.2.1	Considerações para a Análise de missão	69
4.2.2	Análise de Missão para Configuração Orbital da Constelação	70
4.2.3	Resultados e Discussões das Análises de Configuração Orbital	72
5	MODELAGEM OPERACIONAL E CONCEITO DE OPERAÇÕES DA MISSÃO (CONOPS)	75
5.1	Introdução ao Conceito de Operações	75
5.2	Declaração da Missão e Objetivos Operacionais	75
5.2.1	Conexão com a Visão Geral da Missão	75
5.2.2	Declaração de Missão - Perspectiva Operacional	76
5.2.3	Objetivos Operacionais Primários	76
5.2.4	Critérios de Sucesso da Missão	77
5.3	Fases da Missão	77
5.3.1	Lançamento e Fase Inicial de Órbita (LEOP)	77
5.3.2	Comissionamento	79
5.3.3	Operações Nominais	80
5.3.4	Descomissionamento da Constelação	81
5.4	Cenários Operacionais	81
5.4.1	Cenário 1: Monitoramento de Rotina e Alerta de Anomalia	82
5.4.2	Cenário 2: Operação por Demanda da Marinha do Brasil	83
5.4.3	Cenário 3: Manutenção Orbital da Constelação	84
6	DELTAV BUDGET E DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR DE SUBSISTEMA PROPULSIVO	87
6.1	Budgets ao longo do ciclo de vida da missão	87

6.2	<i>Delta-V Budget</i>	88
6.2.1	Modelagem do <i>Budget</i>	88
6.2.1.1	Inserção Orbital e Ajuste de Altitude	89
6.2.1.2	Formação de Vôo	93
6.2.1.3	Manutenção de Órbita (<i>Stationkeeping</i>):	105
6.2.1.4	Descarte de Fim de Vida (End-of-Life):	109
6.2.2	Sumário do Budget e seleção de Propulsores	111
7	CONCLUSÃO	113
	REFERÊNCIAS	115
	APÊNDICES	121
	APÊNDICE A – REQUISITOS DE USUÁRIO	123
	APÊNDICE B – REQUISITOS DE MISSÃO	125
	APÊNDICE C – REQUISITOS DE SISTEMA	127

1 Introdução

1.1 Contextualização

O Brasil é um país de dimensões continentais, ocupando a quinta posição em tamanho no mundo, com mais de 22 milhões de quilômetros quadrados de terra, água e espaço aéreo. Embora suas fronteiras terrestres sejam frequentemente consideradas mais significativas, os 8,7 mil quilômetros de costa abrigam a maior parte da população brasileira e contribuem substancialmente para o produto interno bruto do país. Para reforçar sua soberania sobre esse território marítimo, o Brasil designou suas águas jurisdicionais como a Amazônia Azul, representada na [Figura 1](#). Essa região se estende até 350 milhas náuticas em determinados pontos, totalizando 4,5 milhões de quilômetros quadrados, o que corresponde a 52% do território brasileiro, excluindo o espaço aéreo ([ANDRADE; ROCHA; FRANCO, 2021](#)).



Figura 1 – Representação da Amazônia Azul ([ANDRADE; ROCHA; FRANCO, 2021](#))

A Amazônia Azul possui uma biodiversidade extensa e contém inúmeros recursos minerais e naturais, sendo responsável por 95% da produção de petróleo e 80% da extração

de gás natural do Brasil. Além disso, mais de 95% do comércio exterior brasileiro utiliza essa região como rota, tornando-a estratégica para diversas atividades econômicas, como pesca, turismo, transporte marítimo, exploração de petróleo e bioenergia (SOUZA, 2024).

Diante da relevância desse território, a Marinha do Brasil desenvolveu o Sistema de Gerenciamento da Amazônia Azul (SisGAAz), um programa destinado ao monitoramento da região, representado na Figura 2 (SOUZA, 2024). O SisGAAz busca integrar diferentes sistemas de vigilância marítima e costeira em uma plataforma unificada, permitindo respostas rápidas, aprimoramento da inteligência e reforço da dissuasão, a fim de mitigar crimes ambientais. Um exemplo da importância desse monitoramento ocorreu no final de 2019, quando um derramamento de óleo na costa nordeste do Brasil causou graves danos ambientais (Marinha do Brasil, 2024).

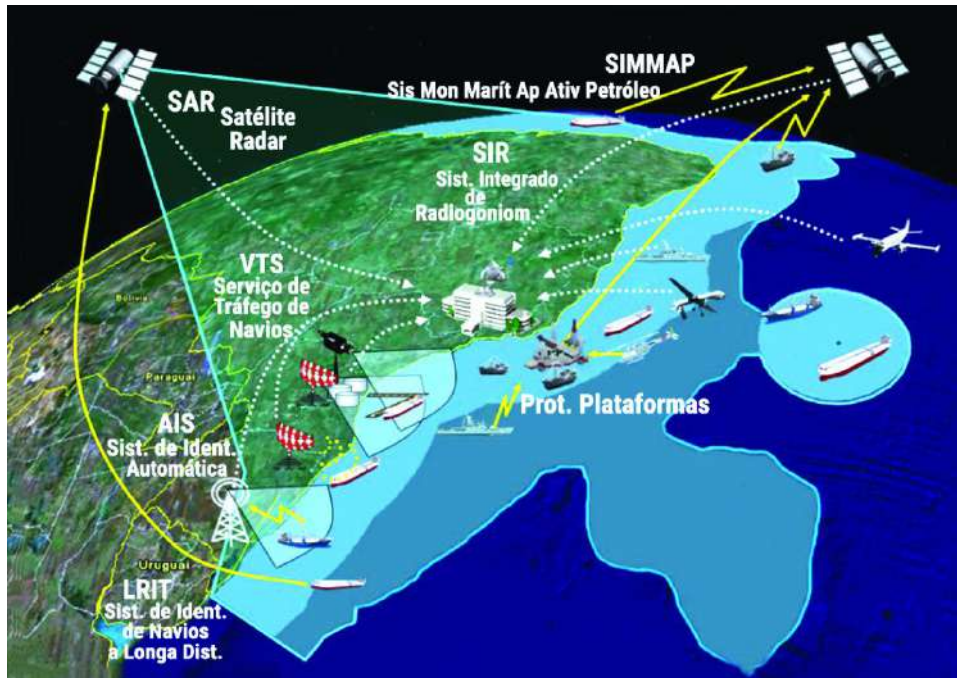


Figura 2 – Representação da operação e funcionamento do SisGAAz (SOUZA, 2024)

1.2 Motivação

Atualmente, o programa SisGAAz conta com uma constelação de dois satélites da empresa ICEYE, operados pela Força Aérea Brasileira (FAB) por meio do Programa Lessônia. Esses satélites utilizam tecnologia de radar de abertura sintética para realizar o sensoriamento remoto da Amazônia Azul (Marinha do Brasil, 2020a). No entanto, considerando a vastidão desse território, apenas dois satélites são insuficientes para um monitoramento sistemático e com resolução temporal adequada.

Uma solução viável para esse desafio é a implementação de uma constelação de nanosatélites *cubesats* como ferramenta complementar ao SisGAAz (LARSON, 1999).

Os *cubesats*, desenvolvidos em 1999 pela *California Polytechnic State University* e pela *Stanford University*, foram inicialmente projetados como uma plataforma de pesquisa espacial e educação de baixo custo. Atualmente, sua ampla adoção na indústria se deve a vantagens como redução de custos, versatilidade e padronização, o que permite execução de missões de forma mais dinâmica e acessível (CAPPELLETTI, 2021).

Nesse contexto, a Constelação Arara, Figura 3, surge como uma iniciativa para ampliar a capacidade de monitoramento da Amazônia Azul, fornecendo acompanhamento ambiental e operacional detalhado por meio da tecnologia *cubesat*. Essa abordagem contribuirá para o aprimoramento das operações do SisGAAz, aumentando a eficiência da vigilância e proteção desse território estratégico.

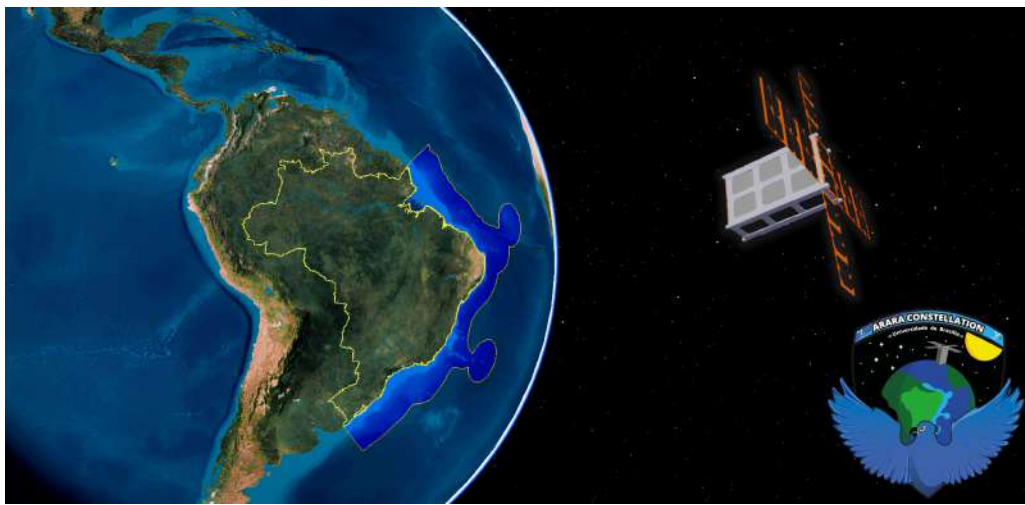


Figura 3 – Conceito de Missão da Constelação Arara - Adaptado de (MOREIRA; SILVA; et al., 2024)

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo Geral

Desenvolver uma constelação de satélites nanosatélites *cubesats* como ferramenta auxiliar ao programa Sistema de Gerenciamento da Amazônia Azul (SisGAAz), com o propósito de fornecer monitoramento ambiental e operacional abrangente da região conhecida como Amazônia Azul, otimizando a vigilância marítima por meio do emprego de uma arquitetura espacial eficiente.

1.3.2 Objetivos Específicos

- Definir e aprofundar a missão da constelação de satélites voltada ao suporte do SisGAAz, dando continuidade ao estudo preliminar apresentado no Trabalho de

Conclusão de Curso 1.

- Propor a arquitetura preliminar do projeto, incluindo a configuração orbital e o segmento espacial, avançando nas fases de concepção da missão.
- Elaborar o *Concept of Operations* (CONOPS) preliminar da missão, detalhando os processos operacionais esperados.
- Realizar o detalhamento do *Delta-V Budget* necessário para as manobras orbitais da constelação.

1.4 Justificativa

O desenvolvimento de missões espaciais exige conhecimento multidisciplinar em diversas áreas da engenharia aeroespacial, como a engenharia de sistemas, mecânica orbital e sistemas espaciais. Nesse contexto, o estudo do design e da análise de missões espaciais possui alto valor agregado tanto para o mercado quanto para a academia, promovendo inovação tecnológica e capacitação profissional. Além disso, a aplicação desse conhecimento contribui para o desenvolvimento de soluções estratégicas voltadas à otimização de sistemas nacionais, reforçando a capacidade de monitoramento e defesa do território marítimo brasileiro. A implementação de uma constelação de CubeSats complementa as iniciativas já existentes, ampliando a resolução temporal e a eficiência do monitoramento da Amazônia Azul.

1.5 Organização do Trabalho

Este trabalho está estruturado em sete capítulos:

- **Capítulo 1:** Apresenta a contextualização, os objetivos e a justificativa do estudo, fornecendo uma visão geral sobre a importância do monitoramento da Amazônia Azul e a proposta de desenvolvimento da constelação de satélites.
- **Capítulo 2:** Introduce a visão geral da missão sob a perspectiva da engenharia de sistemas, detalhando a declaração da missão e os requisitos de missão.
- **Capítulo 3:** Aborda a arquitetura preliminar da missão, estruturando seus principais componentes, como a payload, o satélite e o segmento de solo.
- **Capítulo 4:** Apresenta a configuração orbital da missão, propondo uma arquitetura de constelação que atenda aos requisitos críticos de monitoramento e cobertura da Amazônia Azul.

- **Capítulo 5:** Introduz o *Concept of Operations* (CONOPS) da missão, descrevendo os principais cenários operacionais, fluxos de informação e interações entre os elementos da arquitetura de sistema..
- **Capítulo 6:** Apresenta o orçamento técnico da missão referente ao *Delta-V* budget para as manobras orbitais e o dimensionamento do sistema propulsivo.
- **Capítulo 7:** Apresenta a conclusão do trabalho, destacando os resultados obtidos, a validação da arquitetura da constelação e sugestões para trabalhos futuros.

2 Visão Geral de Missão e Engenharia de Sistemas

2.1 Declaração e Objetivos da Missão

A declaração de missão é uma etapa essencial em processos de engenharia de sistemas espaciais, pois define a razão de ser e o objetivo principal de uma missão. Ela serve como guia para o desenvolvimento do sistema, alinhando todos os envolvidos em torno de um objetivo comum. No contexto da engenharia de sistemas, a declaração de missão ajuda a reduzir o trabalho iterativo necessário para definir objetivos, requisitos e restrições, fornecendo uma visão clara do que se quer alcançar. A declaração de missão deriva das necessidades das partes interessadas, que são os grupos ou indivíduos que têm interesse direto ou indireto na missão. Identificar essas necessidades e problemas é crucial para garantir que a missão atenda às expectativas e objetivos dos *stakeholders* (LARSON, 1999). Com base nessas informações, a declaração de missão é formulada de maneira a refletir as prioridades e as restrições impostas pelas partes interessadas. Ela conecta os problemas e as necessidades com o propósito e os objetivos da missão, garantindo que o sistema final seja eficaz e relevante para todos os envolvidos.

A declaração de missão para este projeto é fundamental para alinhar os objetivos da missão com as necessidades da Marinha do Brasil. A missão tem como foco fornecer monitoramento eficaz da região conhecida como Amazônia Azul por meio de uma constelação de satélites *cubesat*. A declaração de missão foi desenvolvida a partir da identificação das necessidades da Marinha do Brasil, visando atender à demanda por vigilância e monitoramento constante dessa área estratégica. A missão prioriza um *design* que garanta que os satélites *cubesat* ofereçam a cobertura necessária de forma eficiente e dentro das restrições operacionais. Dessa maneira, a missão alinha os requisitos da Marinha do Brasil com a proposta de um sistema viável e eficaz para o monitoramento da região.

2.1.1 Declaração Missão

A missão Constelação Arara tem como objetivo desenvolver e implementar uma constelação de satélites da classe *cubesat* para reforçar as capacidades de monitoramento da Marinha do Brasil na região conhecida como Amazônia Azul. Essa iniciativa se insere no escopo do programa SisGAAz e visa fortalecer a soberania nacional ao proporcionar um sistema contínuo e confiável de coleta e transmissão de dados ambientais e operacionais.

A constelação de satélites terá um foco na detecção e monitoramento de derramamentos de óleo, fornecendo dados diários para apoiar ações de mitigação e resposta

rápida a desastres ambientais.

Dessa forma, a missão contribuirá diretamente para o avanço do Brasil nas áreas econômica, ambiental e de defesa, consolidando a autossuficiência tecnológica e ampliando as capacidades do país na gestão e preservação de seu território marítimo.

2.1.2 Objetivo da Missão

Para atender aos requisitos da Marinha do Brasil e garantir o sucesso do programa SisGAAz, a missão do segmento espacial foi estruturada com um objetivo bem definido, garantindo alinhamento com as necessidades operacionais e estratégicas do país:

- Projetar, desenvolver e implementar uma constelação de pequenos satélites para o monitoramento sistemático da Amazônia Azul, com ênfase na detecção e rastreamento de derramamentos de óleo. A implementação dessa constelação permitirá a identificação e o acompanhamento da dispersão de óleo no oceano, fornecendo dados essenciais para a tomada de decisões rápidas e eficazes no combate a desastres ambientais. Esse sistema de vigilância terá um papel crucial na proteção do ecossistema marítimo e na preservação dos recursos naturais presentes nas águas jurisdicionais brasileiras.

2.1.3 Contribuição da Missão no Plano Estratégico de Defesa do Brasil

A missão Constelação Arara é um estudo fundamental para consolidar a autossuficiência do Brasil no monitoramento e defesa de seu espaço marítimo, impulsionando avanços em diversas áreas e alinhando-se diretamente ao Plano Estratégico de Defesa da Marinha do Brasil (PEM2040) ([Marinha do Brasil, 2020b](#)).

- **Frente Ambiental:** Detecção rápida e precisa de derramamentos de óleo, reduzindo impactos ecológicos e auxiliando na resposta a desastres ambientais. Além disso, considerando a crescente relevância internacional das questões ambientais, a capacidade de monitoramento e combate à poluição, tanto acidental quanto proposital, fortalece a posição do Brasil nos acordos ambientais globais.
- **Frente Econômica:** Proteção de recursos marinhos estratégicos e suporte à exploração sustentável das riquezas da Amazônia Azul. O desenvolvimento nacional está diretamente ligado à exploração responsável dos recursos vivos e não vivos das águas jurisdicionais brasileiras, bem como à importância do transporte marítimo para o comércio exterior, garantindo a inserção do Brasil no cenário econômico global.
- **Frente Científica:** Desenvolvimento de tecnologia nacional aplicada ao monitoramento oceânico e aprimoramento da modelagem de dispersão de poluentes. Além

do impacto direto na preservação ambiental, o avanço científico fortalece a pesquisa sobre a biodiversidade marinha e gera desdobramentos econômicos importantes. O conhecimento adquirido também pode ser empregado por forças navais na defesa dos interesses do Estado.

- **Defesa e soberania nacional:** Reforço da presença e vigilância do Brasil sobre suas águas jurisdicionais, garantindo a segurança marítima. A soberania marítima está vinculada às atribuições da Marinha do Brasil, que representa a autoridade do Estado e o uso legítimo da força no mar. Diante das ameaças multifacetadas e híbridas da atualidade, a segurança marítima se torna um elemento essencial para a projeção do poder nacional e a defesa dos interesses estratégicos brasileiros.

Com essa abordagem, o segmento espacial do programa SisGAAz se consolida como um pilar estratégico para a defesa e monitoramento das águas jurisdicionais brasileiras, viabilizando o uso avançado de tecnologia satelital para a vigilância, a gestão sustentável dos recursos marítimos e o fortalecimento da soberania nacional.

2.2 Ciclo de vida de projeto

O ciclo de vida de um projeto é um conceito fundamental na gestão e engenharia de sistemas, organizando as etapas que um projeto percorre desde sua concepção até sua finalização. Ele fornece uma estrutura clara para a execução do projeto, ajudando a gerenciar riscos, custos, prazos e qualidade, além de garantir que os requisitos sejam atendidos de maneira eficiente. O ciclo de vida é normalmente dividido em fases distintas, separadas por pontos de decisão, onde a viabilidade do avanço para a próxima fase é avaliada (NASA, 2007). Essa abordagem permite um controle rigoroso, assegurando que falhas sejam identificadas precocemente e corrigidas antes que impactem significativamente o projeto.

Um modelo de ciclo de vida composto por etapas deve ser estabelecido. O modelo de ciclo de vida pode incluir um ou mais modelos de etapas, conforme necessário. Ele é estruturado como uma sequência de etapas que podem se sobrepor ou iterar, conforme apropriado para o escopo, magnitude e complexidade, bem como para necessidades e oportunidades em constante mudança (INCOSE, 2006).

Alguns modelos de ciclo de vida de projetos amplamente utilizados na comunidade de engenharia de sistemas apresentam semelhanças em sua estrutura, como observado na Figura 4. Por exemplo, a fase de Concepção no modelo da ISO/IEC 15288 está alinhada com o Período de Estudo em projetos comerciais, bem como com as fases de Pré-Aquisição de Sistemas e Planejamento de Projetos nos Departamentos de Defesa e Energia dos Estados Unidos.

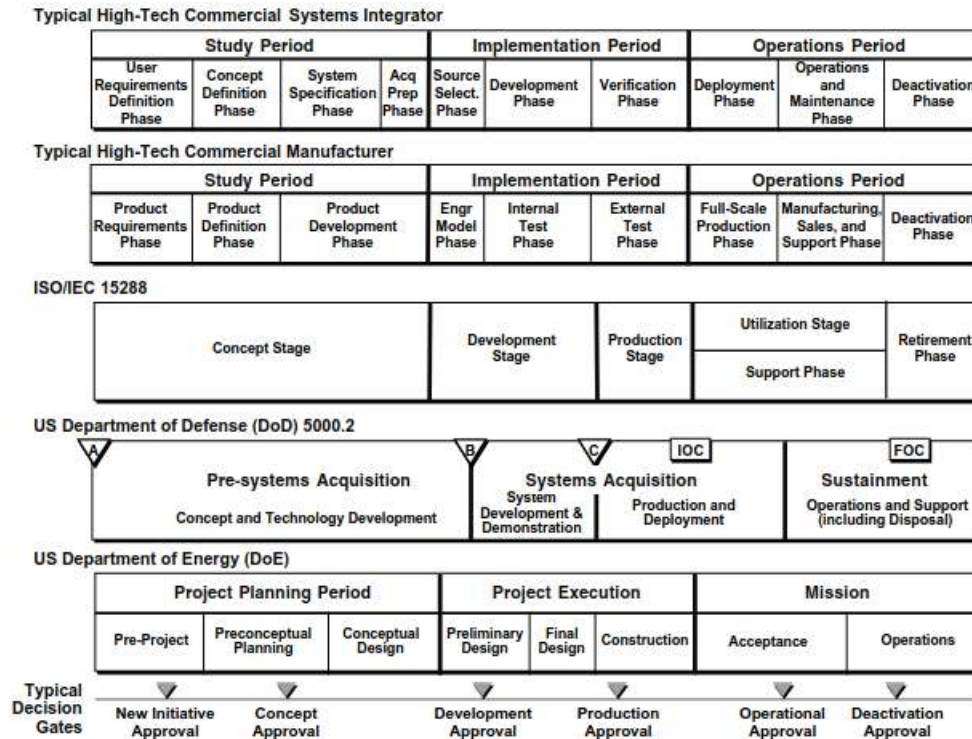


Figura 4 – Ciclos de Vida adotados pela Engenharia de Sistemas (INCOSE, 2006)

De forma geral, os ciclos de vida de projetos podem ser categorizados nas seguintes fases principais, garantindo uma abordagem estruturada para o desenvolvimento, operação e desativação de sistemas complexos:

- **Fase de Concepção:** Nesta fase inicial, são identificadas as necessidades das partes interessadas e exploradas possíveis soluções conceituais. Estudos de viabilidade são conduzidos para avaliar alternativas técnicas, econômicas e operacionais, garantindo que apenas propostas viáveis avancem para as próximas etapas. Além disso, são definidos os objetivos do projeto, os requisitos preliminares e os critérios de sucesso.
- **Fase de Desenvolvimento:** Após a escolha da melhor solução, os requisitos do sistema são refinados e detalhados. Engenheiros projetam a arquitetura do sistema, criam modelos e simulam seu comportamento para garantir que atenderá às necessidades identificadas. Prototipagem e testes iniciais podem ser realizados nesta fase. O desenvolvimento envolve a construção e integração dos diferentes subsistemas, além da realização de verificações e validações rigorosas para garantir que o sistema atenda às especificações.
- **Fase de Produção:** Nesta etapa, o sistema ou produto final é fabricado, seguindo rigorosos processos de qualidade. São realizados testes finais para verificar se o sistema atende aos requisitos especificados e se está pronto para ser implantado.

Dependendo da complexidade do projeto, essa fase pode incluir a certificação do sistema, garantindo sua conformidade com normas e regulamentações aplicáveis.

- **Fase de Operação:** Com a entrega do sistema, ele entra em operação para atender às necessidades dos usuários. No caso de satélites ou sistemas espaciais, isso pode envolver o lançamento e comissionamento da plataforma, seguido pelo monitoramento e controle contínuos. Durante essa fase, dados operacionais são coletados para avaliar o desempenho e identificar possíveis melhorias.
- **Fase de Suporte:** Para garantir a operação contínua e eficiente do sistema, são fornecidos suporte técnico, manutenção e atualizações ao longo de sua vida útil. Dependendo do tipo de sistema, o suporte pode incluir desde a substituição de componentes até a modernização de hardware e software para prolongar sua vida operacional. Em projetos espaciais, isso pode envolver ajustes na órbita de um satélite, correção de falhas e otimização de seu funcionamento através de telecomandos.
- **Fase de Desativação:** Quando o sistema atinge o final de sua vida útil, ele é armazenado, arquivado ou desativado de maneira planejada e segura. Em projetos espaciais, essa fase pode envolver a desorbitação de satélites, garantindo que não se tornem detritos espaciais, ou a transição para uma órbita cemitério. Para outros sistemas, pode incluir reciclagem de componentes, descarte ambientalmente responsável e preservação de dados históricos para referência futura.

2.2.1 Principais Modelos de Ciclo de Vida de Projetos Espaciais

No setor espacial, existem diferentes padrões e metodologias para representar o ciclo de vida de um projeto, cada um adaptado às necessidades específicas de cada organização. Os dois principais padrões adotados para o desenvolvimento de sistemas espaciais são os modelos NASA e ECSS:

2.2.1.1 *Systems Engineering Handbook* - NASA

O modelo da NASA define um ciclo de vida composto por fases como concepção, desenvolvimento, produção, operação e desativação, representados na [Figura 5](#). Cada fase é separada por pontos de decisão, onde revisões técnicas e gerenciais determinam se o projeto pode avançar. O foco desse modelo é garantir que o sistema atenda aos requisitos técnicos e operacionais, minimizando riscos e maximizando a confiabilidade da missão ([NASA, 2007](#)).

2.2.1.2 *European Cooperation for Space Standardization (ECSS)*

Seguindo uma abordagem semelhante à da NASA, o ECSS é amplamente utilizado na Europa e enfatiza a modularidade e padronização, permitindo flexibilidade conforme a

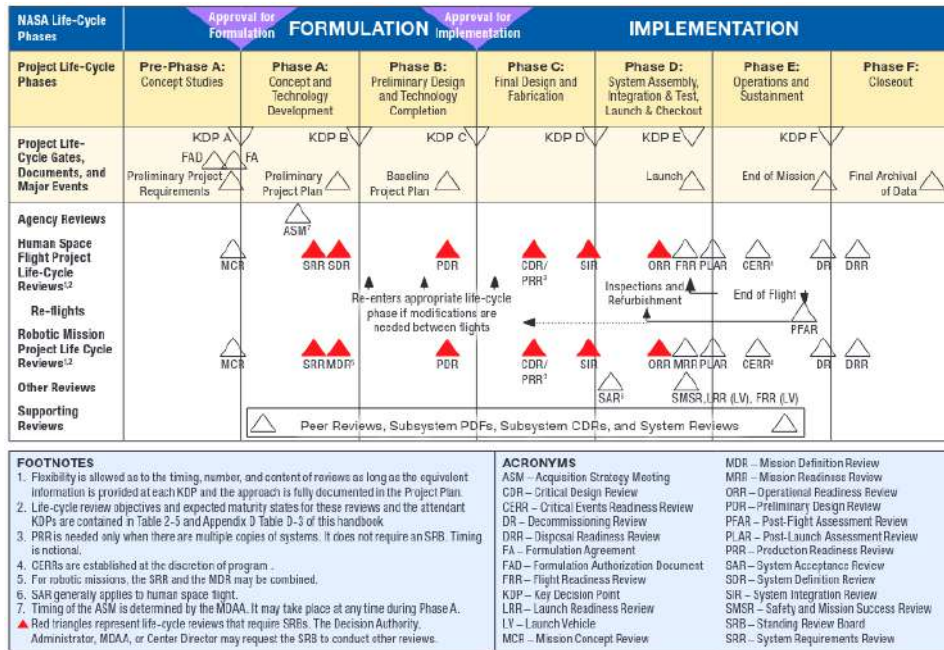


Figura 5 – Ciclo de vida de projetos - Padrão NASA (NASA, 2007)

complexidade do projeto. O ciclo de vida no ECSS é estruturado em fases como definição, desenvolvimento, produção, qualificação e operação, representado na Figura 6, garantindo a conformidade com requisitos de desempenho e segurança (ECSS, 2009).

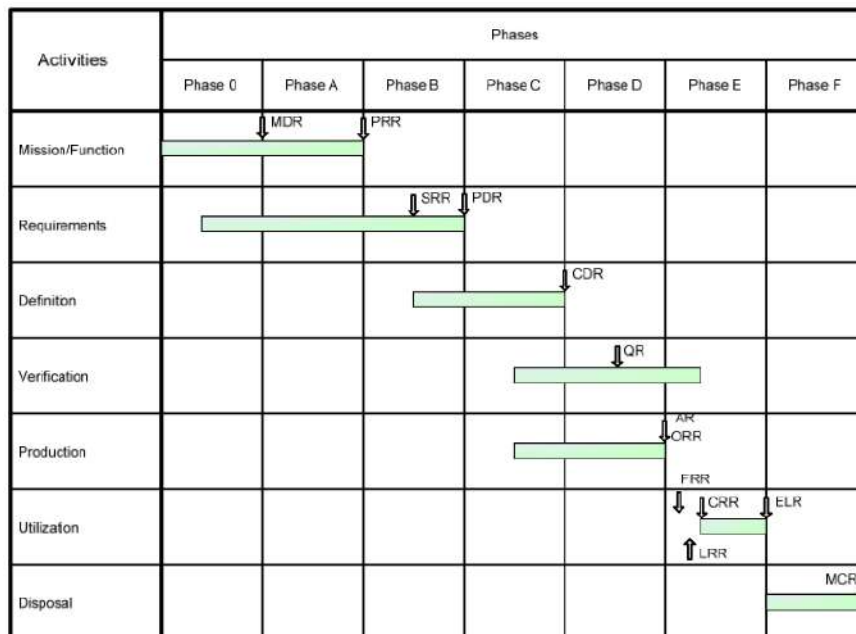


Figura 6 – Ciclo de vida de projetos - Padrão ECSS (ECSS, 2009)

2.2.2 Ciclo de Vida Adotado pela Constelação Arara

A escolha do padrão a ser utilizado em um projeto espacial depende de diversos fatores, como localização do projeto, requisitos do cliente e compatibilidade com outras partes envolvidas. No geral, todos os padrões compartilham um objetivo comum: propor um método organizado para que as atividades sejam conduzidas da maneira correta. Para projetos espaciais desenvolvidos na Europa, o padrão ECSS é a referência predominante, enquanto nos Estados Unidos, os projetos seguem as diretrizes da NASA. Além disso, outras agências espaciais, como a *Canadian Space Agency* (CSA), possuem seus próprios padrões, muitas vezes baseados em referências da NASA e da *European Space Agency* (ESA) (CAPPELLETTI, 2021).

Considerando esse contexto, a escolha do ECSS como referência neste trabalho se justifica por sua ampla adoção na indústria espacial e sua abordagem modular e padronizada, que permite maior flexibilidade na adaptação a diferentes níveis de complexidade do projeto. Além disso, o ECSS oferece diretrizes detalhadas sobre gestão da qualidade, confiabilidade e segurança, essenciais para garantir o sucesso e a longevidade de missões espaciais, representadas na Figura 7.

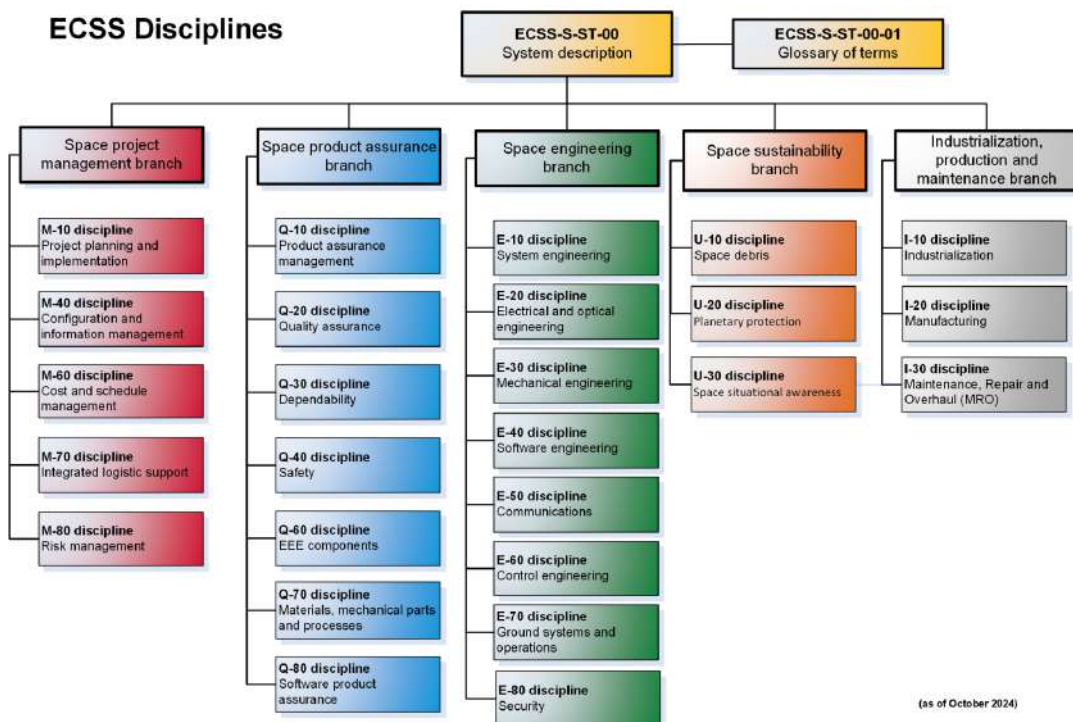


Figura 7 – Disciplinas abordadas pelas normas ECSS (ECSS, 2024)

Dessa forma, o ECSS foi escolhido como referência para este trabalho por oferecer uma estrutura robusta, flexível e alinhada com padrões internacionais, garantindo maior eficiência e confiabilidade ao longo do ciclo de vida do projeto.

2.3 Requisitos de Missão

Requisitos são fundamentais para o desenvolvimento de qualquer projeto espacial, incluindo missões *cubesat*, pois representam a base sobre a qual o sistema será projetado e avaliado. De maneira geral, um requisito pode ser entendido como uma necessidade formalmente definida, mensurável e verificável, garantindo que o sistema desenvolvido atenda às expectativas do usuário final (CAPPELLETTI, 2021). Para que um requisito seja bem definido, ele deve conter algumas características essenciais: deve especificar claramente sua função, indicar parâmetros quantificáveis de desempenho, ser verificável, ser tecnicamente viável dentro das limitações tecnológicas e representar uma necessidade real do sistema (NASA, 2007).

A definição de requisitos é um processo crítico, pois influencia diretamente nas decisões de projeto, tecnologia e custo ao longo de toda a missão. Quando bem estabelecidos, os requisitos permitem validar se o sistema final realmente cumpre os objetivos definidos, reduzindo riscos e evitando retrabalho durante as fases de desenvolvimento. Além disso, os requisitos não são organizados de maneira isolada, mas sim dentro de uma hierarquia estruturada, como mostrado na Figura 8. Essa organização facilita a rastreabilidade, permitindo que cada requisito seja relacionado a necessidades superiores e garantindo que mudanças em um nível impactem corretamente os níveis inferiores. Um bom gerenciamento de requisitos pode contribuir significativamente para otimizar os custos e aumentar a eficiência do projeto espacial (LARSON, 1999).

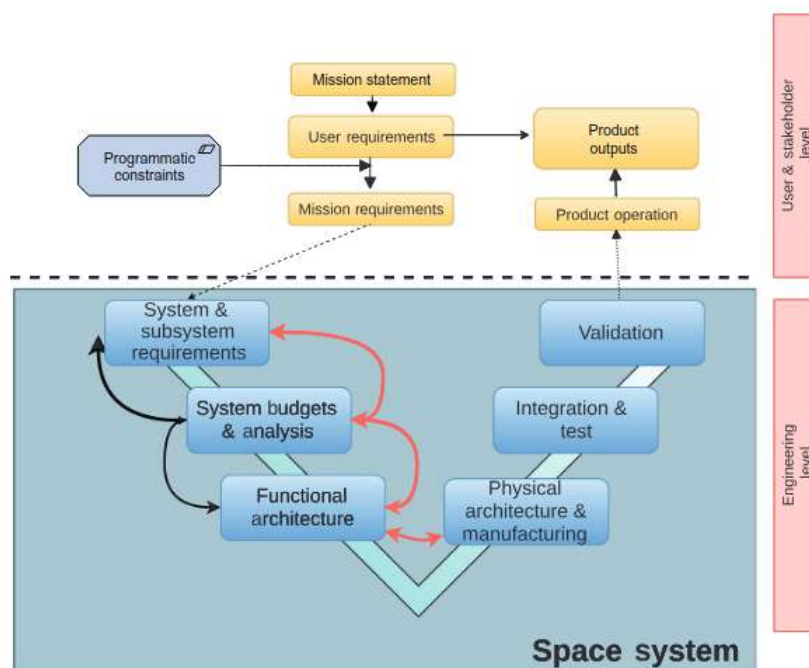


Figura 8 – Modelo em V da engenharia de sistemas representando a relação hierárquica entre requisitos (CAPPELLETTI, 2021)

A estrutura hierárquica dos requisitos segue um fluxo bem definido dentro do ciclo de desenvolvimento de uma missão espacial. Os requisitos de usuário representam o nível mais alto, expressando as necessidades e expectativas dos usuários e partes interessadas. A partir deles, são derivados os requisitos de missão, que traduzem essas necessidades em objetivos técnicos e operacionais para garantir que a missão cumpra seu propósito. Por fim, os requisitos de sistema detalham como os diferentes subsistemas devem ser projetados e integrados para atender aos requisitos da missão (CAPPELLETTI, 2021).

Essa hierarquia é essencial para a engenharia de sistemas e segue o modelo em V, onde os requisitos são definidos nas fases iniciais do projeto e iterados conforme novas análises e restrições de orçamento surgem ao longo do desenvolvimento. Durante esse processo, cada nível de requisito influencia o seguinte, garantindo coerência entre a visão do usuário e a implementação técnica. Além disso, conforme o projeto evolui, os requisitos podem ser refinados com base nos resultados das simulações, testes e análises de desempenho, assegurando que o *cubesat* atenda às expectativas sem comprometer a viabilidade técnica e econômica do sistema (LARSON, 1999), como representado na Figura 6.

A verificação de requisitos é um processo fundamental na engenharia de sistemas, garantindo que cada requisito definido seja atendido pelo sistema desenvolvido. Esse processo pode ser realizado por meio de diferentes métodos, incluindo análise, testes, revisão de projeto e inspeção. (ECSS, 2010)

- **Análise:** A análise abrange cálculos teóricos, simulações computacionais e modelagens detalhadas, com o objetivo de demonstrar que os requisitos do sistema serão atendidos sem a necessidade de testes físicos. Essa abordagem permite antecipar e validar o comportamento do sistema de forma precisa antes da implementação prática.
- **Testes:** Os testes consistem na execução de experimentos controlados para verificar o desempenho do sistema, seja em condições reais ou em ambientes simulados. Essa etapa é essencial para validar as previsões feitas durante a fase de análise e assegurar que o sistema funcionará conforme o esperado em situações práticas.
- **Revisão de Projeto:** A revisão de projeto ocorre em momentos cruciais do desenvolvimento, quando especialistas revisam as escolhas de design e suas implicações, assegurando que as soluções adotadas atendem aos requisitos e objetivos estabelecidos, além de identificar possíveis melhorias ou ajustes necessários.
- **Inspeção:** A inspeção é um processo minucioso de avaliação visual ou física dos componentes do sistema, com o objetivo de garantir que cada peça ou módulo esteja em conformidade com as especificações e normas de qualidade, assegurando a integridade e a confiabilidade do produto final.

Neste trabalho, a ênfase será dada à verificação por análise, pois se trata de uma proposta de missão ainda na fase inicial do projeto. Nesse estágio, os sistemas e subsistemas ainda não foram construídos, tornando inviáveis métodos como testes físicos e inspeções. Dessa forma, a verificação será baseada em simulações computacionais, cálculos de desempenho e estudos de viabilidade, permitindo garantir, de maneira preliminar, que os requisitos estabelecidos são tecnicamente atingíveis antes de avançar para as fases posteriores do desenvolvimento.

2.3.1 Requisitos de Usuário

Os requisitos de usuário representam as necessidades e expectativas daqueles que irão interagir com o sistema, seja para utilizar os dados da missão, operar o *cubesat* ou integrar-se a serviços fornecidos pelo sistema espacial. Esses requisitos estabelecem quais produtos e serviços serão disponibilizados, como os usuários poderão acessá-los (CAPPELLETTI, 2021).

É possível observar os requisitos de alto nível do segmento de requisitos de usuário na Tabela 1, os quais foram mapeados para a Constelação Arara. Esses requisitos representam as diretrizes essenciais que guiarão o desenvolvimento e a operação do sistema, assegurando que atenda às necessidades específicas da missão. Uma apresentação dos requisitos de usuário de forma detalhada pode ser encontrada no Apêndice A.

Tabela 1 – Requisitos de Usuário - Constelação Arara

ID do Requisito	Descrição do Requisito
ARARA-UR01	A propriedade dos dados pertencerá à Força Aérea Brasileira e à Marinha do Brasil.
ARARA-UR02	A operação em terra será efetuada internamente.
ARARA-UR03	O sistema deve operar com uma rede de estações terrestres de múltiplas estações disponíveis pela Força Aérea Brasileira.

2.3.2 Requisitos de Missão

Os requisitos de missão representam um nível mais detalhado de especificação, descrevendo as características gerais que a missão deve cumprir para alcançar seus objetivos, traduzindo as diretrizes técnicas da missão. Assim, os requisitos de missão garantem que os objetivos principais da missão sejam alcançados de maneira eficiente e dentro das limitações impostas (CAPPELLETTI, 2021).

É possível observar os requisitos de alto nível do segmento de requisitos de missão na Apêndice C, os quais foram mapeados para a Constelação Arara. Esses requisitos representam as diretrizes essenciais que orientarão o planejamento e a execução das missões, assegurando que o sistema atenda adequadamente às necessidades específicas da missão.

Uma apresentação dos requisitos de missão de forma detalhada pode ser encontrada no [Apêndice B](#).

Tabela 2 – Requisitos de Missão - Constelação Arara

ID do Requisito	Descrição do Requisito
ARARA-MR100	A missão será constituída por uma constelação de satélites para cobrir e monitorizar a região costeira do Brasil conhecida como Amazónia Azul.
ARARA-MR110	A constelação da missão deve ser capaz de efetuar uma monitorização diária nas regiões de interesse da Amazónia Azul para permitir uma comparação eficaz das imagens ao longo do tempo.
ARARA-MR111	A órbita da missão deve ser sol-síncrona.
ARARA-MR200	A missão deve incluir uma carga útil de imageamento capaz de satisfazer as necessidades da missão.
ARARA-MR210	A missão deve ter a capacidade de captar imagens com uma resolução mínima de 10 metros.
ARARA-MR220	A missão deve fornecer a capacidade de monitorizar desastres naturais, incluindo derrames de petróleo, na região da Amazónia Azul.
ARARA-MR300	A duração da missão será de, no mínimo, 5 anos de operação.
ARARA-MR310	A duração da missão deve ser assegurada contra o risco de colisão com outros objectos em órbita.
ARARA-MR320	A órbita da missão deve ser mantida durante toda a vida operacional do satélite.
ARARA-MR330	O tempo de decaimento orbital deve estar em conformidade com as normas regulamentares actuais da <i>Federal Communications Commission</i> (FCC).
ARARA-MR400	O satélite será operado através de estações terrestres brasileiras.
ARARA-MR410	A missão deve possuir uma rede de estações terrestres localizadas no território brasileiro.
ARARA-MR420	O envio de comandos ao satélite via uplink será realizado exclusivamente pela Estação Terrestre da Força Aérea Brasileira em território brasileiro.
ARARA-MR430	Os dados descarregados do satélite através da ligação descendente devem poder ser enviados a todas as estações terrestres da rede.
ARARA-MR440	A constelação de missão deve ser capaz de receber atualizações de telemetria.

2.3.3 Requisitos de Sistema

Os requisitos de sistema detalham a estrutura interna do sistema espacial, definindo como os diferentes componentes e subsistemas devem ser projetados para atender aos requisitos de missão (CAPPELLETTI, 2021).

A definição dos requisitos de sistema pode ser dividida em diferentes categorias, cobrindo aspectos como:

- **Requisitos Gerais de Sistema:** estabelecem diretrizes básicas para o desenvolvimento e operação do sistema.
- **Requisitos de Segmento Espacial:** engloba requisitos específicos da espaçonave, incluindo estrutura, carga útil e comunicação.
- **Requisitos de Segmento Terrestre:** define as necessidades relacionadas às estações de controle e monitoramento em solo.

É fundamental destacar que a definição dos requisitos do sistema é um processo iterativo ao longo do ciclo de vida da missão até a Fase B, conforme ilustrado na Figura 6. Isso significa que os requisitos podem ser frequentemente ajustados, alterados ou até mesmo criados e deletados conforme necessário, à medida que o sistema é refinado.

Neste trabalho, apresentamos alguns requisitos de sistema de alto nível representados na Apêndice C, sem detalhar de forma quantitativa os subsistemas do satélite. Uma apresentação dos requisitos de sistema de forma detalhada pode ser encontrada no Apêndice C.

Tabela 3 – Requisitos de Sistema - Constelação Arara

ID do Requisito	Descrição do Requisito
ARARA-SYS100	As áreas geográficas de interesse serão o Brasil, mais concretamente a Amazônia Azul.
ARARA-SYS200	O satélite deve seguir o fator de forma 6U CubeSat.
ARARA-SYS300	O sistema deve permitir pelo menos 12 passagens por dia.
ARARA-SYS400	Cada passagem deve ter uma duração mínima de 5 minutos.
ARARA-SYS500	O sistema de comunicação deve realizar um laço de comunicação com baixas perdas durante a comunicação
ARARA-SYS600	O sistema deve ser capaz de fornecer energia para o satélite em seus diferentes modos de operação
ARARA-SYS700	O satélite deve ter os seguintes modos: Modo Nominal, Modo de Recolha de Dados, Modo de Transmissão de Dados, Modo de Manobra de Órbita
ARARA-SYS800	As cargas úteis devem ser constituídas por sensores multiespectrais de infravermelhos.

3 Arquitetura Preliminar de Missão

A arquitetura preliminar de missão da Constelação Arara foi concebida para operar de forma autônoma e independente, desempenhando um papel fundamental como ferramenta auxiliar ao Programa SisGAAz. Sua estrutura permite que funcione tanto como um sistema de sistemas, integrando-se a outras iniciativas de monitoramento e defesa, quanto como um sistema isolado, garantindo capacidade própria de observação e análise. A constelação é composta por dois segmentos principais: o segmento espacial e o segmento de solo.

O segmento espacial abrange tanto a *payload*, responsável pela coleta de dados, quanto o satélite, que viabiliza a operação da missão no ambiente espacial. Já o segmento de solo é estruturado para garantir a comunicação eficiente e a gestão da missão, sendo composto pelo sistema de comunicação, que assegura o envio e recepção de dados entre os satélites e a Terra, e pelo centro de controle e operações, responsável pelo monitoramento, processamento e análise das informações coletadas. Dessa forma, a arquitetura da Constelação Arara, representada na [Figura 9](#), é projetada para fornecer um monitoramento estratégico e contínuo, contribuindo de forma integrada ou isolada para o monitoramento da Amazônia Azul.

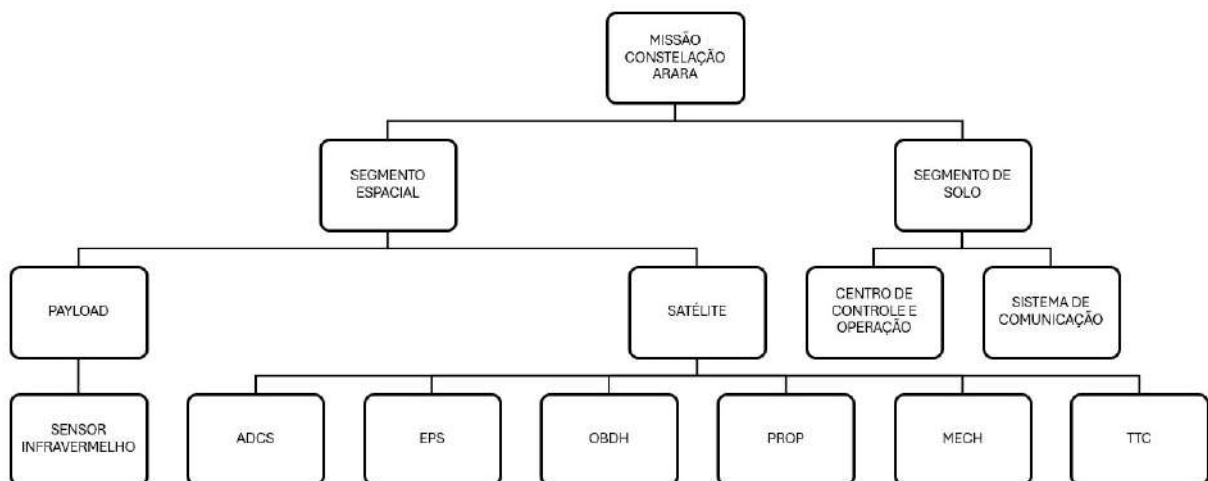


Figura 9 – Estrutura Analítica de Projeto da Missão Constelação Arara

3.1 *Payload*

A *payload* de um satélite é o conjunto de *hardware* e *software* responsável por interagir com o ambiente externo e desempenhar as funções essenciais para o cumprimento dos objetivos da missão. Ela pode incluir sensores ópticos, radares, espectrômetros, *trans-*

ponders e outros instrumentos científicos ou operacionais, dependendo da finalidade do satélite. Cada missão tem uma *payload* específica, projetada para atender às suas necessidades. Todo o restante do sistema do satélite existe para garantir o funcionamento adequado da *payload*, mantendo-a operacional, alinhada corretamente e protegida contra as adversidades do ambiente espacial.

3.1.1 Sensor Infravermelho

O espectro eletromagnético abrange uma vasta gama de radiação, que vai desde os raios gama e raios X, com comprimentos de onda extremamente curtos, até as faixas do visível e do infravermelho, incluindo também a região de micro-ondas, como ilustrado na Figura 10.

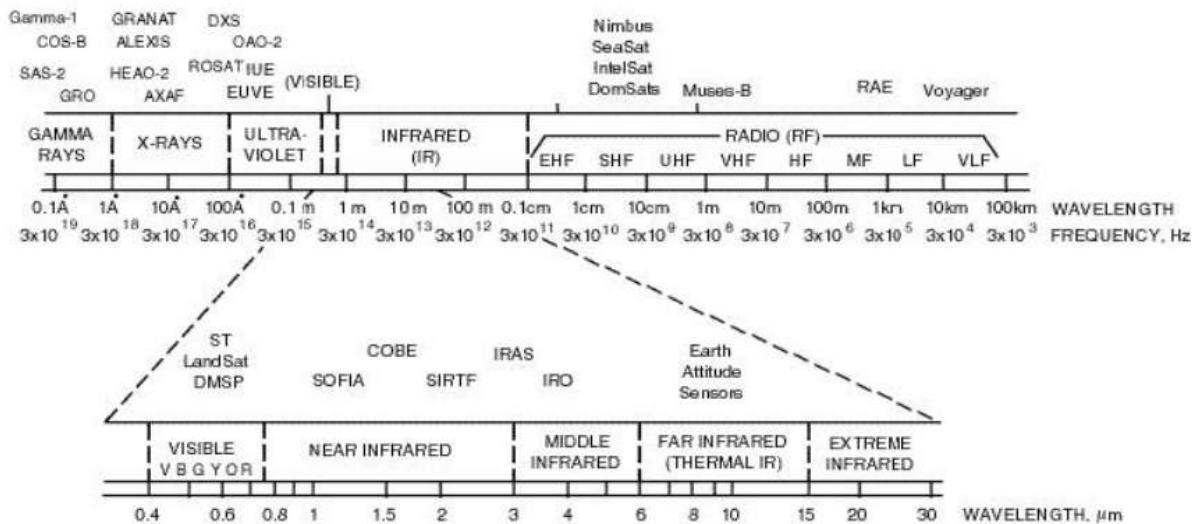


Figura 10 – Representação do Espectro Eletromagnético (LARSON, 1999)

Além disso, o espectro se estende até a faixa de rádio, com comprimentos de onda muito longos. Diversos sistemas espaciais fazem uso dessas diferentes faixas espectrais, aproveitando suas características para diferentes aplicações. No caso da Constelação Arara, cujo objetivo principal é o monitoramento de manchas de óleo na Amazônia Azul, a escolha de uma *payload* operando na banda *Short-Wave Infrared* (SWIR) é plenamente justificada. Isso ocorre porque essa faixa espectral é particularmente eficaz na identificação de contaminantes na superfície oceânica, devido à absorção característica do petróleo no infravermelho de ondas curtas, como ilustrado na Figura 11.

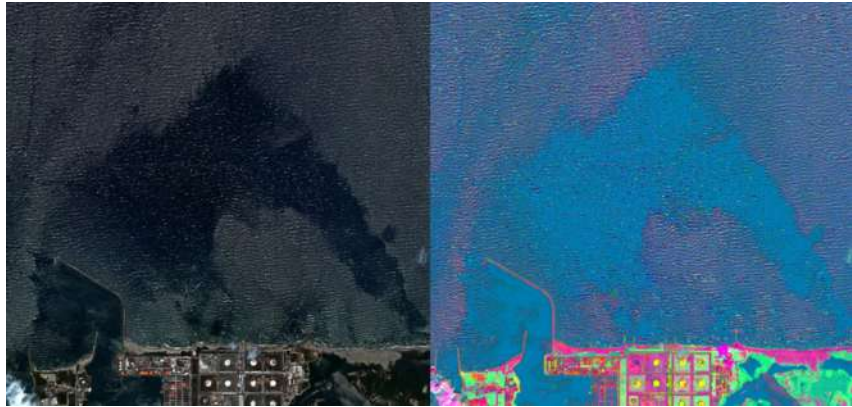


Figura 11 – Atuação da banda SWIR na detecção de manchas de óleo, indicado pela cor rosa (European Space Imaging, 2024)

Levando em consideração os requisitos da missão e as restrições do sistema ARARA-SYS300, é essencial selecionar uma câmera SWIR compatível com o fator de forma de um *cubesat* 6U, garantindo que suas dimensões, massa e consumo energético atendam às exigências para integração ao satélite. Atualmente, existem câmeras SWIR no mercado que se ajustam a essas especificações, com atenção especial a câmera *Chamaleon SWIR* da empresa *Dragonfly Space*, representado na Figura 12, que possui características que satisfazem os requisitos de missão, apresentados na Tabela 4.



Figura 12 – Câmera *Chamaleon SWIR*, *Dragonfly Space* (Aerospace Dragonfly, 2024)

Tabela 4 – Parâmetros Técnicos do Sensor Escolhido (Aerospace Dragonfly, 2024)

Parâmetros Técnicos da Câmera <i>Chamaleon SWIR</i>	
Resolução espacial (GSD) a 500 km	RAW 8.7 m
Largura de faixa (<i>Swath</i>) a 500 km	11.2 km
Massa	1.6 kg
Bandas espectrais	4 x Bandas SWIR (1000–1750 nm)
Tamanho do bus do satélite	Compatível com 6U
Tamanho físico	2.5 U
Formato de dados	8 bits ou 10 bits
Armazenamento máximo	128 <i>Gigabytes</i>

3.2 Satélite

Para o sucesso da missão da Constelação Arara, o satélite deve atuar como uma plataforma de atuação para a *payload*, fornecendo todo o suporte necessário para sua operação eficiente. O satélite é responsável por garantir que a carga útil funcione de maneira contínua e otimizada, permitindo a coleta de dados para o monitoramento da Amazônia Azul.

As condições orbitais da Constelação impõem desafios operacionais significativos, como variações extremas de temperatura, radiação intensa e a necessidade de operar de forma autônoma por longos períodos. Para superar essas adversidades, o satélite deve possuir uma arquitetura robusta, com subsistemas fundamentais que assegurem sua funcionalidade ao longo de sua vida útil. Esses subsistemas incluem desde a geração e distribuição de energia até o controle térmico, telecomunicações e manutenção da órbita.

Além disso, o satélite deve garantir a correta integração da *payload*, oferecendo suporte estrutural, fornecimento de energia adequado e comunicação eficiente com o segmento de solo.

Neste trabalho, apresentamos em alto nível os principais subsistemas do satélite da Constelação Arara, detalhando suas funções e importância dentro do sistema espacial. Uma visão da arquitetura preliminar dos satélites da Constelação Arara é apresentado em [Figura 13](#).

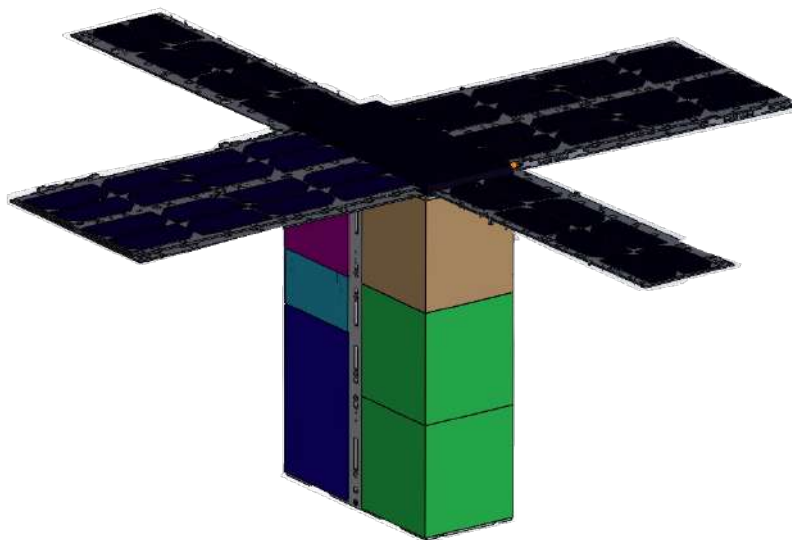


Figura 13 – Configuração Preliminar dos Satélites da Constelação Arara ([MOREIRA; SILVA; et al., 2024](#))

3.2.1 Attitude Determination and Control System (ADCS)

O sistema de Controle de Atitude e Determinação (ADCS) da Constelação Arara é um subsistema fundamental para garantir que os satélites mantenham a orientação adequada ao longo de sua missão de monitoramento da Amazônia Azul. Ele é responsável por determinar e controlar a atitude da espaçonave, como representado na [Figura 14](#) assegurando que os sensores de carga útil estejam sempre apontados corretamente para a região de interesse ([CAPPELLETTI, 2021](#)).

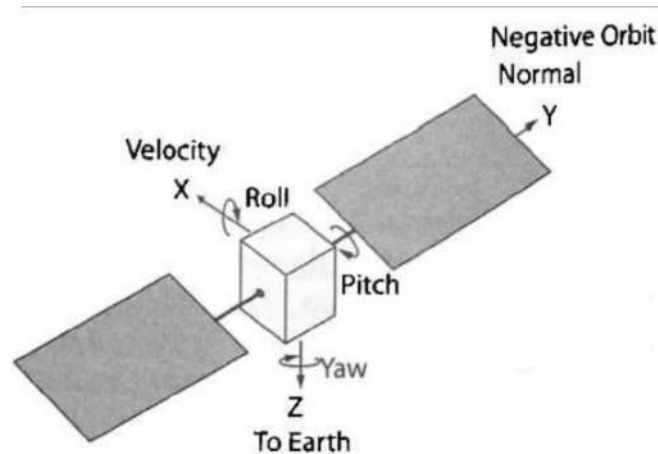


Figura 14 – Eixos e movimentos de atuação em um satélite teórico ([LARSON, 1999](#))

Para isso, o ADCS utiliza uma combinação de sensores para a determinação da atitude e atuadores para realizar os ajustes necessários, garantindo estabilidade e precisão operacional, sendo os mais comuns representados na [Figura 15](#).

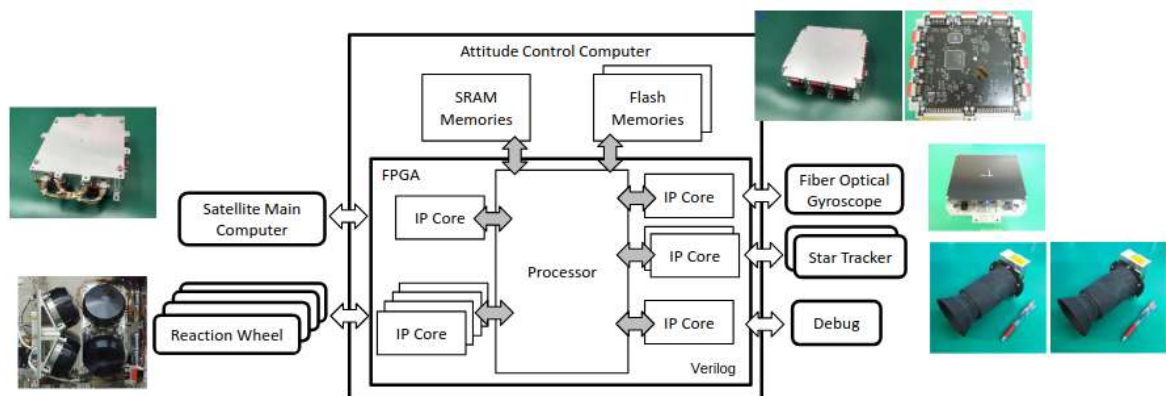


Figura 15 – Principais *hardwares* espaciais utilizados em sistemas ADCS de *cubesats* ([JAXA, 2025](#))

3.2.1.1 Sensores

- **Sensores solares:** Os sensores solares são dispositivos que detectam a posição relativa do Sol em relação ao satélite, permitindo que o sistema ADCS obtenha

uma referência primária de atitude. Esses sensores são amplamente utilizados para modos de segurança, onde o satélite pode se orientar automaticamente em direção ao Sol para otimizar o carregamento dos painéis solares e manter a estabilidade da plataforma.

- **Magnetômetros:** Os magnetômetros medem a intensidade e direção do campo magnético terrestre, fornecendo informações que auxiliam na estimativa da orientação do satélite. Eles são especialmente úteis para calibração do sistema e para complementar dados de outros sensores, permitindo um referenciamento contínuo da atitude ao longo da órbita.
- ***Star Trackers:*** Os rastreadores estelares são sensores ópticos de alta precisão que capturam imagens do céu e identificam padrões de estrelas para determinar com extrema exatidão a atitude do satélite. Esses sensores são fundamentais para missões que exigem alta precisão de apontamento, pois oferecem medições confiáveis e autônomas, mesmo em ambientes dinâmicos do espaço.

3.2.1.2 Atuadores

- **Rodas de Reação:** As rodas de reação são dispositivos que utilizam o princípio da conservação do momento angular para ajustar a orientação do satélite sem a necessidade de ejeção de massa ou interação externa. Elas permitem que o ADCS realize manobras precisas e suaves, sendo essenciais para o controle fino da atitude durante a operação da missão.
- **Giroscópios:** Os giroscópios são sensores inerciais que medem a taxa de rotação do satélite, fornecendo dados essenciais para o controle dinâmico da atitude. Eles são particularmente importantes para detectar e corrigir desvios não previstos, garantindo que o sistema ADCS possa reagir rapidamente a perturbações externas.
- **Magnetorquer:** Os magnetorques utilizam a interação com o campo magnético terrestre para gerar torques que ajudam no controle da atitude do satélite. Eles são uma solução eficiente e de baixo consumo energético para pequenas correções e controle de estabilidade, sendo frequentemente utilizados em conjunto com as rodas de reação para gerenciamento do momento angular acumulado.

3.2.2 *Electrical Power System (EPS)*

O *Electric Power System* – EPS da Constelação Arara é responsável por fornecer, armazenar, condicionar e distribuir energia elétrica para todos os subsistemas do satélite, garantindo o funcionamento adequado da missão de monitoramento da Amazônia Azul. O EPS deve ser projetado para operar de forma autônoma e confiável ao longo de toda a vida

útil da constelação, garantindo eficiência energética e resiliência contra falhas(LARSON, 1999). Para isso, o sistema é composto por três elementos principais com grande interface entre si, a geração de energia, armazenamento e distribuição de potência, representados esquematicamente na Figura 16.

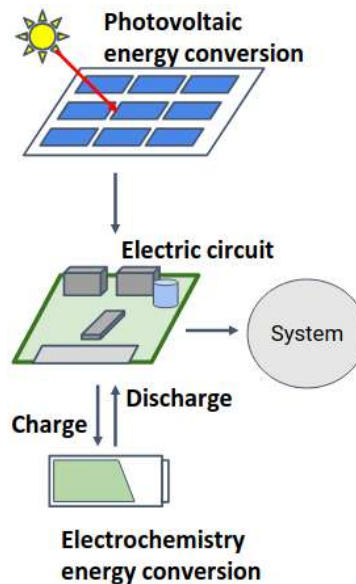


Figura 16 – Esquemático de funcionamento de sistema energético em satélites (JAXA, 2025)

- **Geração de Energia:** A geração de energia na Constelação Arara é realizada por meio de painéis solares, que convertem a radiação solar em eletricidade utilizando células fotovoltaicas. Esses painéis são projetados para maximizar a captação de energia durante a órbita do satélite, fornecendo a potência necessária para o funcionamento contínuo dos sistemas. Durante períodos de eclipse, quando o satélite não recebe luz solar, a energia armazenada nas baterias é utilizada para manter a operação da plataforma.
- **Armazenamento de Energia:** Para garantir a disponibilidade de energia mesmo quando os painéis solares não estão gerando eletricidade, a Constelação Arara conta com baterias recarregáveis de alta densidade energética, geralmente compostas por tecnologia de íons de lítio. Essas baterias armazenam o excedente de energia gerado pelos painéis solares e fornecem energia durante os períodos de sombra da órbita terrestre. O sistema de gerenciamento de baterias é responsável por monitorar a carga e descarga, garantindo eficiência e prolongando a vida útil dos acumuladores de energia.
- **Condicionamento e Distribuição de Energia:** O subsistema de condicionamento e distribuição de energia é responsável por regular a tensão e corrente fornecidas aos diferentes subsistemas do satélite. Ele converte a eletricidade gerada pelos

painéis solares e armazenada nas baterias para os níveis adequados de operação de cada componente. Além disso, ele inclui mecanismos de proteção, como fusíveis e reguladores, garantindo a segurança contra sobretensões e curtos-circuitos. Esse sistema é fundamental para otimizar o consumo de energia, garantindo a máxima eficiência e confiabilidade da missão.

Na [Figura 17](#), é possível identificar os componentes geração de energia, armazenamento e distribuição de potência do *cubesat* HORYU-I.

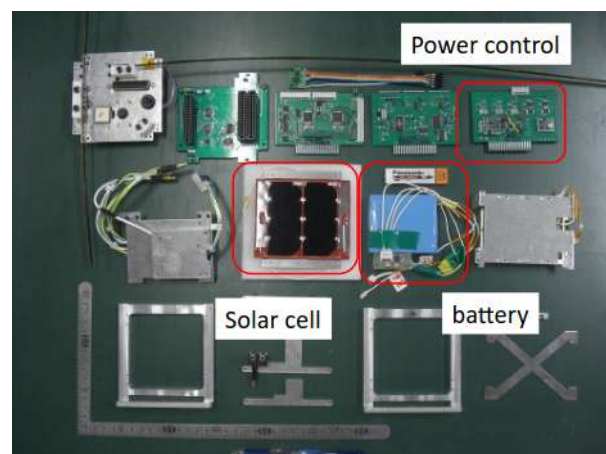


Figura 17 – Subsistema de EPS do cubesat HORYU-I ([JAXA, 2025](#))

3.2.3 On Board Computer and Data Handling (OBDH)

O sistema de *On-Board Computer and Data Handling* (OBDH) da Constelação Arara é responsável pelo processamento, armazenamento e distribuição de dados entre os diversos subsistemas do satélite. Ele atua como a unidade de operação principal do satélite, executando os algoritmos de controle, processando comandos enviados a partir da estação terrestre através de um computador de bordo, representado na [Figura 18](#). Além disso, o OBDH gerencia as informações internas e externas, assegurando que os sistemas atuem de maneira coordenada e eficiente ao longo da missão de monitoramento da Amazônia Azul ([CAPPELLETTI, 2021](#)).

Na [Figura 19](#) é possível observar dois tipos de arquitetura de distribuição de dados usadas em satélites, sendo a primeira uma arquitetura centralizada em um computador de bordo principal, e a segunda com uma arquitetura distribuída, com o computador de bordo do satélite realizando a interface de informações entre os computadores dos subsistemas do satélite.

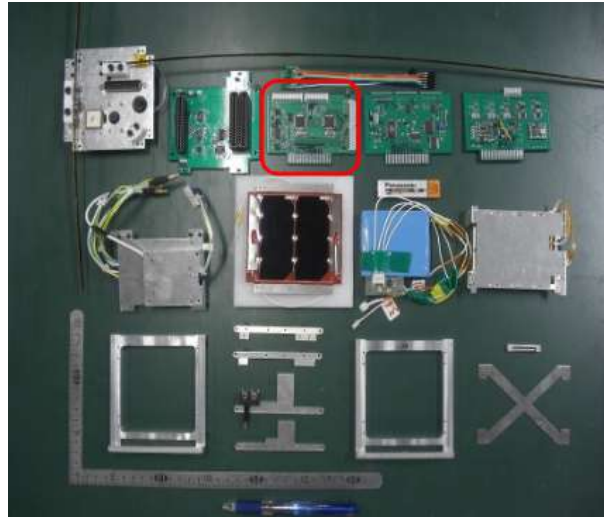


Figura 18 – Subsistema de OBDH do cubesat HORYU-I (JAXA, 2025)

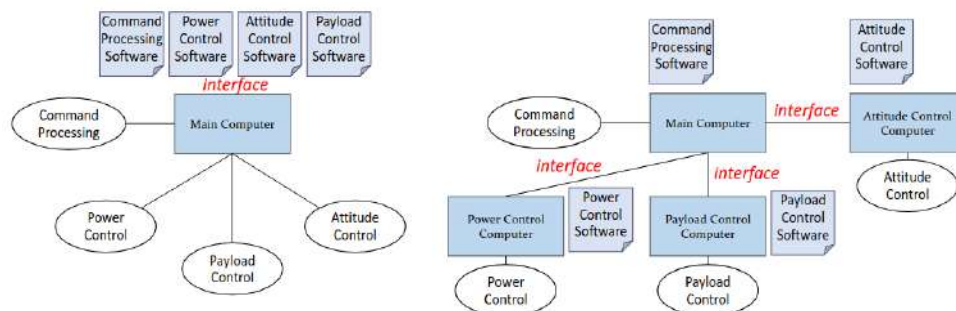


Figura 19 – Diferentes tipos de arquitetura de distribuição de dados aplicadas a sistemas espaciais (JAXA, 2025)

3.2.4 Propulsion System (PROP)

O sistema de propulsão da Constelação Arara é essencial para manobras orbitais e ajustes de trajetória durante a missão de monitoramento da Amazônia Azul. A propulsão permite que os satélites realizem mudanças de órbita, correções de inclinação e controle de posição, assegurando que os satélites mantenham sua operação de forma precisa e eficiente ao longo de sua vida útil. Além disso, o sistema de propulsão também serve para a mitigação de riscos associados a colisões com detritos espaciais. Ao permitir mudanças de órbita e correções de posição, o sistema de propulsão garante que os satélites possam desviar de objetos que possam representar perigo, contribuindo para a segurança da missão. Na Figura 20 podemos ver com detalhes alguns das forças atuantes em um corpo durante a atuação de sistemas propulsivos (LARSON, 1999).

3.2.4.1 Sistema de Propulsão Elétrica

A propulsão elétrica utilizada pela Constelação Arara é uma escolha estratégica que oferece diversas vantagens em comparação com os sistemas tradicionais de propulsão

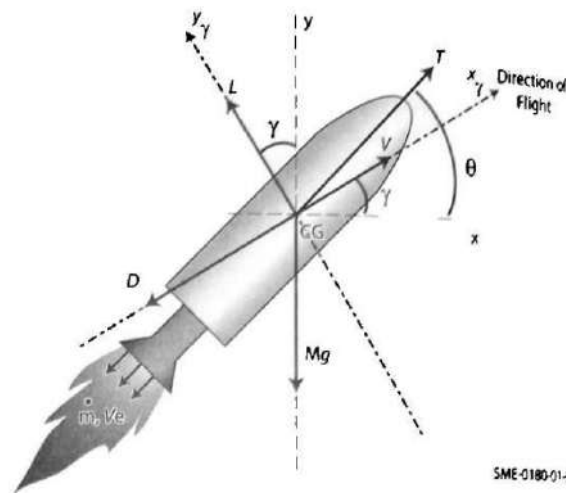


Figura 20 – Forças atuantes em um corpo durante ação de sistema propulsivo (LARSON, 1999)

química. A principal característica dos propulsores elétricos é sua alta eficiência, permitindo que uma pequena quantidade de combustível seja transformada em um impulso muito maior. Essa eficiência é alcançada através da aceleração de íons ou plasma em direção ao espaço, utilizando a energia elétrica gerada pelos painéis solares do satélite. O sistema de propulsão elétrica, portanto, oferece uma razão impulso-massa muito superior à da propulsão química, o que resulta em um consumo de combustível significativamente mais baixo (CAPPELLETTI, 2021). Um exemplo de propulsor elétrico utilizado no mercado aeroespacial é o propulsor elétrico NPT30-I2 da empresa *ThrustMe*, representado na Figura 21.



Figura 21 – Propulsor elétrico NPT30-I2 (ThrustMe, 2025)

Uma das principais vantagens da propulsão elétrica é a sua capacidade de realizar manobras de longo prazo com baixo consumo de combustível, o que aumenta a vida útil do satélite e permite uma maior flexibilidade em termos de manobras orbitais. Isso é

crucial para a Constelação Arara, que pode precisar ajustar sua posição ou trajetória ao longo do tempo para realizar correções de órbita ou evitar colisões com detritos espaciais. Além disso, a propulsão elétrica possibilita ajustes orbitais mais precisos, permitindo que os satélites operem de maneira mais eficiente em sua missão de monitoramento da Amazônia Azul.

3.2.5 Mechanical Systems (MECH)

Os sistemas mecânicos da Constelação Arara são essenciais para garantir a integridade estrutural e a operação estável do satélite ao longo de sua missão de monitoramento da Amazônia Azul. Estes sistemas incluem desde a estrutura do satélite, que deve ser robusta o suficiente para suportar as condições extremas do ambiente espacial, até o controle térmico, que mantém a temperatura dos subsistemas dentro de limites operacionais.

3.2.5.1 Sistema Estrutural

Os sistemas estruturais da Constelação Arara são responsáveis por fornecer suporte físico e proteção para os subsistemas do satélite, incluindo a carga útil, os sistemas de comunicação e os componentes de energia (CAPPELLETTI, 2021). A estrutura do satélite deve ser projetada para resistir às forças durante o lançamento, bem como as vibrações e acelerações associadas, garantindo que todos os componentes internos permaneçam seguros e alinhados. A escolha de materiais leves e fortes, como ligas de alumínio e compósitos, é crucial para minimizar o peso do satélite sem comprometer a resistência necessária. Uma estrutura de *cubesat* no padrão 6U da empresa *EnduroSat* é representada na Figura 22.



Figura 22 – Estrutura de *cubesat* para o padrão 6U (ENDUROSAT, 2025)

3.2.5.2 Sistema de Controle Térmico

Os sistemas de controle térmico da Constelação Arara são projetados para manter a temperatura dos subsistemas dentro de faixas operacionais ideais, evitando sobreaquecimento ou congelamento dos componentes (CAPPELLETTI, 2021). No ambiente espacial,

onde não há atmosfera para dissipar o calor, o controle térmico torna-se fundamental para o funcionamento adequado dos sistemas eletrônicos, sensores e propulsores, equilibrando as cargas térmicas do satélites, representadas em [Figura 23](#).

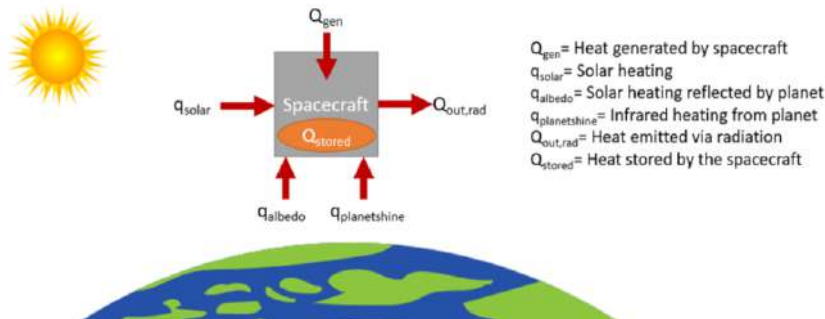


Figura 23 – Esquemático de cargas térmicas de um satélite ([NASA, 2023](#))

O sistema de controle térmico inclui dissipadores de calor, radiação térmica, pinturas e isolantes térmicos que absorvem, distribuem ou refletem a energia térmica de forma passiva. Na [Figura 24](#) é possível observar o uso de isolantes térmicos do tipo *Multi Layer Insulation* (MLI) em componentes eletrônicos na parede externa de um *cubesat* da empresa *Maxar Technologies*.



Figura 24 – Uso de isolantes térmicos em componentes eletrônicos de um *cubesat* ([RESEARCH LABORATORY AIRFORCE, 2021](#))

3.2.6 Telemetry, Tracking and Control System (TT&C)

O *Telemetry, Tracking and Control System* (TT&C) da Constelação Arara é responsável por garantir a comunicação contínua entre os satélites e a estação terrestre. Este sistema permite monitorar o status dos satélites, coletar dados operacionais e enviar comandos para os satélites, como representado na [Figura 25](#).

A telemetria coleta informações sobre o estado dos subsistemas, como níveis de energia, condições de saúde e desempenho, e transmite essas informações para a estação terrestre, permitindo que os operadores acompanhem e gerenciem as operações do satélite

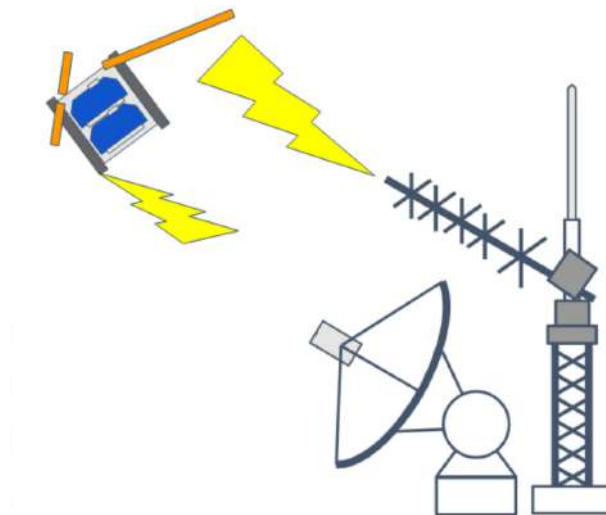


Figura 25 – Esquemático de de *uplink* e *downlink* entre um satélite estação de solo (JAXA, 2025)

em tempo real. O rastreamento fornece a localização e a trajetória exatas dos satélites, essencial para o controle de órbita e manobras (LARSON, 1999). O controle, por sua vez, assegura que comandos possam ser enviados de forma precisa para ajustar a orientação, corrigir a órbita ou realizar outras manobras necessárias.

Na Figura 17, é possível identificar os componentes geração de energia, armazenamento e distribuição de potência do *cubesat* HORYU-I.

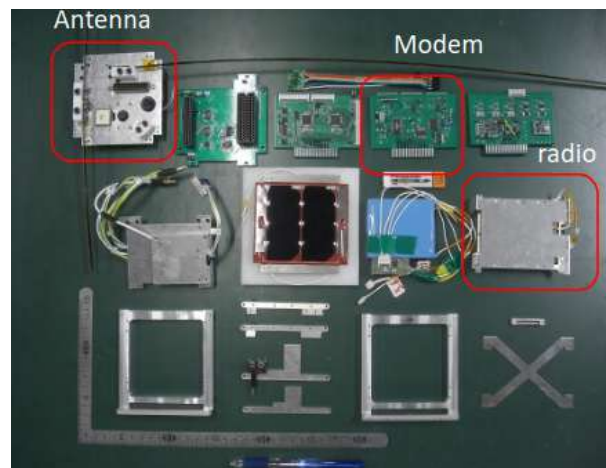


Figura 26 – Subsistema de TT&C do *cubesat* HORYU-I (JAXA, 2025)

3.3 Segmento de Solo

O segmento de solo da Constelação Arara é uma parte essencial da infraestrutura que garante o controle, monitoramento e comunicação eficientes entre os satélites e as estações de controle. Ele envolve todos os processos e sistemas terrestres necessários

para operar os satélites, desde o envio de comandos até a coleta de dados de telemetria, passando pelo rastreamento contínuo da posição orbital dos satélites ([CAPPELLETTI, 2021](#)). A missão de monitoramento da Amazônia Azul depende de um segmento de solo altamente eficiente para garantir a continuidade das operações e a segurança do sistema como um todo. O segmento de solo da Constelação Arara está integrado aos centros de controle das Forças Armadas do Brasil, utilizando infraestrutura e tecnologias avançadas para suportar as operações da constelação ao longo de sua vida útil.

3.3.1 Centro de Controle e Operação (COO)

O centro de controle e operação é responsável pelo monitoramento contínuo e gerenciamento das operações dos satélites em órbita. Para a Constelação Arara, os centros de controle e operação serão o COPE-P e COPE-S, localizados em Brasília e Rio de Janeiro, respectivamente. Esses centros serão integrados com a infraestrutura já existente, que atualmente controla outros satélites das Forças Armadas do Brasil, como os do programa Lesônia com os satélites Carcará 1 e Carcará 2. A operação será realizada em conjunto com a Força Aérea Brasileira, garantindo a continuidade e segurança das operações da constelação. Os centros de controle serão responsáveis por garantir a operação dos satélites da Constelação Arara, incluindo o monitoramento de seus subsistemas, execução de manobras orbitais e o envio de comandos para os satélites conforme necessário. É possível observar na [Figura 27](#) o Centro de Operações Espaciais (COPE-S) da Força Aérea Brasileira (FAB) localizado no Rio de Janeiro.



Figura 27 – Centro de Operações Espaciais COPE-S ([Telebras, 2025](#))

3.3.2 Centro de Monitoramento por Imagem (CMI)

O Centro de Monitoramento por Imagem (CMI) é a unidade responsável pelo recebimento, processamento e análise dos dados gerados pela Constelação Arara. Sua principal função é transformar as imagens pré-processadas pelos satélites em informações

úteis para tomada de decisão, especialmente em contextos de monitoramento ambiental e resposta a incidentes.

Após a recepção dos dados via *downlink*, os pacotes priorizados, que indicam possível presença de manchas de óleo, são imediatamente processados no CMI. Nessa etapa, algoritmos avançados aplicam técnicas de detecção espectral e georreferenciamento para confirmar a existência da anomalia, estimar sua extensão e localizar com precisão sua posição geográfica. Em casos de confirmação, o sistema gera automaticamente um alerta, que é transmitido aos operadores da Marinha do Brasil.

O CMI opera de forma integrada ao Centro de Controle e Operação (COO), assegurando que toda a cadeia de valor da missão, desde a coleta dos dados até a entrega da informação processada, ocorra de maneira eficiente. A [Figura 28](#) ilustra um exemplo de Centro de Monitoramento por Imagem do *National Weather Service*, utilizado aqui como referência conceitual ([National Weather Service, 2021](#)).



Figura 28 – *National Weather Service* ([National Weather Service, 2021](#))

3.3.3 Sistema de Comunicação

O sistema de comunicação da Constelação Arara será baseado em uma infraestrutura já existente, utilizada para operar os satélites do programa Lesônia, que inclui as instalações de comunicação e controle dos COPEs, sendo uma das antenas utilizadas apresentada na [Figura 29](#).



Figura 29 – Antena da série AXS para rastreamento de satélites em órbita baixa (SAFRAN, 2024)

Essa infraestrutura permitirá a comunicação contínua e eficiente entre os satélites da constelação e os centros de controle em terra. A utilização de canais de comunicação via bandas específicas, com redundância e alta capacidade de transmissão, como representado na Tabela 5 assegurará que dados críticos, como telemetria, comandos e informações de carga útil, sejam transmitidos de maneira rápida e confiável. O sistema de comunicação também incluirá funcionalidades de rastreamento, que possibilitarão o monitoramento preciso da posição e trajetória dos satélites.

Tabela 5 – Parâmetros Técnicos da Antena de Segmento de Solo (SAFRAN, 2024)

Parâmetros Técnicos da Antena AXS	
Faixas de Operação de Frequência	Banda X e Banda S
Modos de Operação	<i>Auto-Tracking</i> e <i>Hexatrack</i>
Precisão de <i>Tracking</i>	0.13°rms
Precisão de Apontamento	0.13°rms

4 Configuração da Constelação

4.1 Mecânica Celeste e Elementos Orbitais Keplerianos

As órbitas dos satélites podem ser descritas por meio dos elementos orbitais keplerianos, um conjunto fundamental de parâmetros que definem a forma, orientação e posição de um corpo em órbita, como um satélite, em um momento específico. Esses elementos, representados na [Figura 30](#), são derivados das Leis do Movimento Planetário de Kepler e fornecem uma estrutura matemática precisa para prever o movimento dos satélites ao redor da Terra ([THAHEER, 2017](#)).

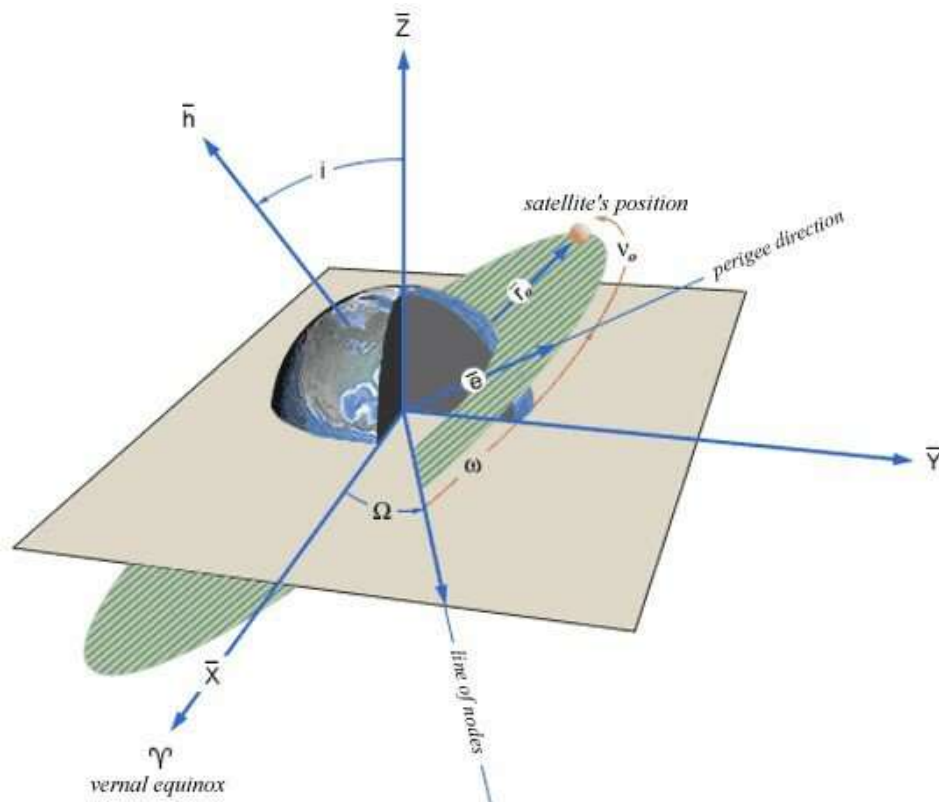


Figura 30 – Elementos Orbitais Keplerianos ([NASA, 2024](#))

Os elementos keplerianos são expressos dentro de um sistema de coordenadas equatorial geocêntrico, cujo centro está localizado no centro de massa da Terra. O eixo X encontra-se no plano equatorial e aponta para o equinócio vernal, servindo como direção de referência fundamental. O eixo Z está alinhado com o eixo de rotação da Terra (Polo Norte), enquanto o eixo Y completa o sistema ortogonal de coordenadas no plano equatorial ([LARSON, 1999](#)).

Os seis elementos orbitais keplerianos que definem uma órbita são ([THAHEER,](#)

2017):

- **a - Semi-eixo Maior:** Representa metade do comprimento do eixo mais longo de uma órbita elíptica. Ele determina o tamanho da órbita e, conseqüentemente, o período orbital do satélite. No caso de uma órbita circular, o semi-eixo maior é igual ao raio da órbita.
- **e - Excentricidade:** Um parâmetro adimensional que descreve o formato da órbita, indicando o quão achatada ou alongada ela é. A excentricidade é definida como a razão entre a distância focal e o semi-eixo maior da elipse, variando nos seguintes casos:
 - $e = 0$: Órbita circular.
 - $0 < e < 1$: Órbita elíptica.
 - $e = 1$: Órbita parabólica (trajetória de escape da Terra).
 - $e > 1$: Órbita hiperbólica (não vinculada à Terra).
- **i - Inclinação:** O ângulo de inclinação da órbita em relação ao plano equatorial da Terra. Ele é medido como o ângulo entre o vetor do momento angular orbital e o eixo Z do sistema de referência. A inclinação classifica as órbitas em diferentes categorias:
 - $i = 0^\circ$: Órbita equatorial (o satélite permanece sobre a linha do equador).
 - $0^\circ < i < 90^\circ$: Órbita prograda (direta) (o satélite orbita na mesma direção da rotação da Terra).
 - $i = 90^\circ$: Órbita polar (o satélite passa sobre ambos os polos da Terra).
 - $90^\circ < i \leq 180^\circ$: Órbita retrógrada (o satélite orbita na direção oposta à rotação da Terra).
- **Ω - Ascensão Reta do Nodo Ascendente (RAAN):** O ângulo, medido no plano equatorial, entre o equinócio vernal e o nodo ascendente (o ponto onde o satélite cruza o plano equatorial movendo-se do hemisfério sul para o norte). A RAAN é medida como uma rotação no sentido horário ao redor do eixo Z.
- **w - Argumento do Perigeu:** O ângulo entre o nodo ascendente e o perigeu (o ponto de maior aproximação com a Terra), medido na direção do movimento do satélite. Ele define a orientação da elipse dentro do plano orbital, determinando onde o perigeu está localizado em relação ao nodo ascendente.
- **v - Anomalia Verdadeira:** O ângulo entre o perigeu e a posição atual do satélite, medido na direção do movimento orbital. Esse parâmetro indica a posição exata do satélite ao longo de sua órbita em um determinado instante.

Os elementos orbitais keplerianos desempenham um papel crucial na astrodinâmica e no planejamento de missões espaciais, pois permitem a determinação precisa das trajetórias orbitais, do rastreamento dos satélites e de sua visibilidade em relação à Terra. Esses parâmetros são amplamente utilizados em simulações orbitais, auxiliando na otimização da cobertura sistemática de áreas de interesse e na previsão de eventos orbitais, como passagens sobre determinadas regiões. No contexto da Constelação Arara, os elementos keplerianos são essenciais para a análise do comportamento orbital, servindo como drivers fundamentais para o gerenciamento e a operação integrada dos sistemas da constelação.

4.1.1 Elementos Orbitais como Drivers de Sistema

Os elementos orbitais keplerianos desempenham um papel fundamental como drivers de sistema, que são os principais parâmetros ou características de uma missão que influenciam o desempenho, o custo, o risco e o cronograma, e que podem ser controlados pelo usuário ou projetista. A identificação desses drivers desde as fases iniciais do projeto é essencial para concentrar esforços nos fatores que mais impactam a complexidade e o custo da missão ([LARSON, 1999](#)).

O design da órbita de um satélite afeta diretamente diversos aspectos, como tempo de vida útil, custo, ambiente espacial, desempenho da carga útil e geometria de observação. Por esse motivo, essa fase do desenvolvimento de uma missão espacial deve ser conduzida com análises detalhadas e um esforço significativo, garantindo que os trade-offs necessários sejam realizados para atender aos requisitos estabelecidos ([WERTZ, 2007](#)).

Vários requisitos de missão influenciam diretamente o projeto da órbita, como mostrado na [Tabela 6](#). O processo de definição da órbita de um satélite envolve a necessidade de equilibrar múltiplos fatores, muitas vezes conflitantes, para garantir que todos os requisitos sejam atendidos ([SANAD et al., 2012](#)).

Tabela 6 – Relação entre os requisitos de missão e os parâmetros orbitais, adaptado de (SANAD et al., 2012)

Requisitos de Missão	Parâmetro Orbital
Cobertura	Altitude, inclinação, nodo (sol síncronas) e excentricidade
Continuidade	
Frequência	
Duração	
Largura do swath	
Tracking terrestre	
Taxa de cobertura de área	
Ângulos de manobras de rotação	
Localização de interesse na Terra	
Sensitividade ou Performance	Altitude
Tempo de exposição ou permanência	
Resolução	
Ambiente e Sobrevivência	Altitude e inclinação
Ambiente de radiação	
Condições de iluminação	
Ação hostil	
Capacidade de Lançamento	Altitude e inclinação
Custo de lançamento	
Peso em órbita	
Limitações do local de lançamento	
Comunicações Terrestres	Altitude, inclinação e excentricidade
Localização da estação de solo	
Atualização dos dados	
Tempo de vida orbital	Altitude e excentricidade
Restrições políticas ou legais	Altitude e inclinação
Restrições de segurança no lançamento	
Alocação Internacional	

Conforme ilustrado na [Tabela 7](#), parâmetros como a área de cobertura e a resolução espacial apresentam trade-offs inerentes, dependendo da altitude do satélite. Por exemplo, uma altitude mais baixa proporciona maior resolução espacial, permitindo imagens mais detalhadas, mas reduz a área de cobertura e aumenta a taxa de decaimento orbital devido ao arrasto atmosférico. Por outro lado, uma altitude maior amplia a área de cobertura e minimiza a interferência atmosférica, mas resulta em menor resolução espacial e tempos de revisita mais longos. Assim, a otimização da órbita exige uma análise cuidadosa desses fatores concorrentes para encontrar um equilíbrio adequado aos objetivos da missão e às suas restrições operacionais.

Dado que geralmente existem requisitos mínimos tanto para a resolução quanto para a cobertura da missão, o uso de uma constelação de satélites torna-se justificável. Isso porque uma constelação permite compensar as limitações impostas pela altitude sobre a

Tabela 7 – Compensações de altitudes de um satélite de observação da Terra, adaptado de (SANAD et al., 2012)

Características	Comentários
Cobertura	Uma altitude mais alta resulta em uma melhor cobertura.
Resolução da Carga Útil	Uma altitude mais baixa resulta em uma melhor resolução.
Comunicação	Uma altitude mais alta resulta em uma melhor comunicação.
Tempo de Vida	Uma altitude mais alta resulta em um melhor tempo de vida.

resolução, garantindo uma cobertura mais abrangente e maior confiabilidade do sistema em caso de falha de um dos satélites (J. I. F. Grishin S.D., Lysovoi V.T., 1993).

Uma constelação é composta por um grupo de satélites com designs e funções semelhantes, operando simultaneamente em órbitas comparáveis para atingir objetivos específicos. A configuração de uma constelação pode variar conforme fatores como o número de satélites, o número de planos orbitais e a distribuição entre esses planos. Esses fatores desempenham um papel crítico na determinação dos requisitos da missão, como a cobertura global (SAVITRI et al., 2017). Utilizando o software STK, esse impacto pode ser visualizado em Figura 31, que compara a diferença na cobertura global da Terra entre dois cenários: (a) um único satélite e (b) dois satélites em um único plano orbital.



Figura 31 – Comparação da cobertura global com diferentes números de satélites simulados com o STK. Caso (a): um único satélite. Caso (b): constelação de dois satélites no mesmo plano orbital.(MOREIRA; SILVA; et al., 2024)

Esses elementos devem ser cuidadosamente analisados e projetados para garantir que a constelação cumpra seus objetivos com o menor custo possível. Portanto, uma análise detalhada da missão é essencial para avaliar como os drivers de sistema podem atender aos requisitos operacionais utilizando o menor número de satélites necessário.

4.1.2 Padrões de Constelação e Configuração Orbital da Constelação Arara

4.1.2.1 Padrão Walker-Delta

A configuração Walker Delta é um modelo amplamente utilizado para a organização de constelações de satélites em órbita terrestre. Nesse arranjo, um total de T satélites é distribuído de maneira uniforme em P planos orbitais circulares, todos com a mesma inclinação i em relação ao equador terrestre. Uma característica importante desse sistema é o parâmetro F , que define o deslocamento relativo entre satélites em planos orbitais adjacentes, garantindo uma cobertura balanceada.

A posição dos satélites é determinada pela ascensão reta do nodo ascendente (RAAN), que estabelece a orientação dos planos orbitais no espaço em relação ao ponto vernal (LARSON, 1999). A convenção para representar essa configuração segue o formato $(i : T/P/F)$, onde, por exemplo, $65 : 15/3/2$ indica uma constelação com inclinação de 65° , composta por 15 satélites distribuídos em 3 planos orbitais, com espaçamento relativo entre planos definido por $F = 2$, como representado na Figura 32.



Figura 32 – Configuração orbital 65:15/3/2 do tipo Walker Delta, (WERTZ, 2007)

A disposição dos satélites em cada plano segue um intervalo angular regular, o que permite um planejamento eficiente da constelação para aplicações como monitoramento da Terra e telecomunicações.

4.1.2.2 Configuração Orbital - Constelação Arara

Devido ao requisito ARARA-MR110, que exige a comparação de imagens capturadas ao longo do tempo, é essencial que todos os satélites da Constelação Arara adquiram dados no mesmo horário local para garantir consistência nas análises. Isso implica que os satélites devem possuir a mesma ascensão reta do nodo ascendente (RAAN), pois esse

parâmetro define a orientação do plano orbital em relação ao ponto vernal e, consequentemente, influencia diretamente o momento em que os satélites sobrevoam determinada região da superfície terrestre (WERTZ, 2007).

Se os satélites estivessem distribuídos em diferentes planos orbitais, haveria uma defasagem temporal entre as passagens sobre a mesma área, dificultando a comparação precisa das imagens obtidas. Dessa forma, para atender plenamente ao requisito ARARA-MR110 e assegurar a coerência das observações, todos os satélites da constelação Arara devem estar inseridos no mesmo plano orbital, garantindo que suas órbitas possuam as mesmas condições geométricas e temporais de aquisição de imagens.

Essa configuração permite uma análise eficiente das mudanças ambientais e estratégicas na região monitorada, reduzindo interferências causadas por diferenças de iluminação, ângulo de observação e variações atmosféricas ao longo do tempo.

4.2 Design Orbital da Constelação

4.2.1 Considerações para a Análise de missão

Com uma compreensão clara dos requisitos da missão e de como eles impactam diretamente os parâmetros e os fatores da missão, podemos iniciar as análises da missão que definirão os parâmetros orbitais de nossa constelação, dentre eles sua altitude, inclinação, excentricidade e o número de satélites.

Considerando os requisitos da missão, podemos estabelecer as seguintes considerações:

- **Altitude:** Com a carga útil selecionada, Chameleon SWIR, temos um instrumento óptico que fornece uma resolução de 8,7 metros a uma altitude de 500 km. Para cumprir as restrições definidas pelo requisito ARARA-MR210, a altitude máxima permitida para este satélite é de 574,51 quilômetros, pois a resolução da carga útil varia linearmente com a altitude. (SANAD et al., 2012)
- **Inclinação:** Influenciada pelo requisito da missão ARARA-MR110, que envolve a comparação de imagens ao longo do tempo, é essencial que o horário local nas imagens permaneça constante. Por essa razão, é necessária uma órbita sol-síncrona. Esse tipo de órbita mantém um ângulo estável em relação à direção Terra-Sol, garantindo que o satélite visite o mesmo local no mesmo horário local todos os dias (SHAHAT; YOUSEF, 2022). Além de restringir a inclinação orbital, essa órbita também limita o número de planos orbitais, pois cada plano orbital em uma constelação sol-síncrona corresponde a um horário local diferente no seu nodo. Assim, é necessário estabelecer um valor específico de nodo para atingir uma constelação

de plano único, garantindo a comparação consistente das imagens (WERTZ, 2007). Para evitar o efeito de reflexo solar (sun glint), o Tempo Local do Nodo Descendente (LTDN) de 10:30 e o Tempo Local do Nodo Ascendente (LTAN) de 13:30 são bons candidatos, pois apresentam as mesmas condições de iluminação. Neste trabalho, adotaremos um LTDN de 10:30 AM, devido à baixa taxa de cobertura de nuvens nesse horário. (Antonio Ciccolella - ESA, 2021)

- **Excentricidade:** É necessária uma altitude constante ao longo da órbita, o que exige uma excentricidade próxima de zero. Uma excentricidade de zero representa uma órbita perfeitamente circular, onde a altitude permanece uniforme ao longo de toda a trajetória do satélite, sem achatamento do eixo semi-maior da órbita. No entanto, na realidade, alcançar uma órbita com excentricidade perfeitamente zero não é possível devido a diversas forças perturbativas que atuam sobre o satélite (LARSON, 1999). Portanto, normalmente busca-se uma órbita com excentricidade próxima de zero, garantindo variação mínima na altitude, mantendo a estabilidade operacional desejada.
- **Ângulo de Elevação Solar:** O ângulo de elevação solar é um parâmetro crítico na observação de imagens e monitoramento de satélites, representando a altura do Sol acima do horizonte, vista da perspectiva do observador ou da câmera. Esse ângulo afeta diretamente tanto a qualidade das imagens capturadas quanto a eficiência dos sistemas solares a bordo das naves espaciais. Um ângulo mínimo de elevação solar deve ser definido para avaliar a adequação das imagens para fins de monitoramento. Para constelações de satélites em órbita baixa da Terra, um ângulo de elevação solar típico de menos de 35 graus é frequentemente adotado (Antonio Ciccolella - ESA, 2021), pois permite que os sensores ópticos capturem imagens com iluminação solar adequada, enquanto minimizam a interferência atmosférica. Neste trabalho, adotaremos uma restrição de ângulo de elevação solar de 25 graus.

Com esses parâmetros estabelecidos, podemos estudar como as variações na altitude e no número de satélites estão relacionadas ao desempenho da constelação para o monitoramento diário da região conhecida como a Amazônia Azul.

4.2.2 Análise de Missão para Configuração Orbital da Constelação

Para avaliar o desempenho da constelação, é essencial estabelecer uma Figura de Mérito (FoM) para a cobertura, que indicará a porcentagem da área da Amazônia Azul que a constelação foi capaz de monitorar. A Figura de Mérito (FoM) em missões espaciais é um parâmetro crítico utilizado para avaliar e comparar diferentes projetos de missões. A FoM quantifica o desempenho geral da missão ao combinar os principais parâmetros de projeto, permitindo que os engenheiros comparem missões semelhantes e tomem decisões

informadas. Um percentual satisfatório de 100% significa que toda a região da Amazônia Azul foi monitorada.

Para definir a Figura de Mérito alvo para nossa missão, é necessário realizar um estudo paramétrico que determine a combinação ótima de altitude e número de satélites na constelação para alcançar esse objetivo. Um estudo paramétrico é uma abordagem que varia sistematicamente os parâmetros chave de um sistema para analisar como essas variações impactam o desempenho ou comportamento (ALTAIR, 2021).

Estudos paramétricos de sistemas espaciais podem ser realizados utilizando o software Systems Tool Kit (STK). Com a ferramenta Analyzer, é possível realizar uma análise paramétrica da Figura de Mérito (FoM) em função do número de satélites e da altitude. Para identificar o número mínimo de satélites necessário para atender aos principais requisitos da missão, foi simulado um cenário de 24 horas, de 1º de janeiro de 2025 às 15:00 UTCG até 2 de janeiro de 2025 às 15:00 UTCG, com um satélite inicial utilizando os parâmetros apresentados na Tabela 8.

Tabela 8 – Parâmetros iniciais do satélite considerados na simulação

Parâmetros do Satélite	
Propagador	J4Perturbation
Altitude	500 km
Inclinação	SSO
LTDN	10:30 AM
Campo de Visão do sensor (considerando a ação do AOCS)	25 graus

O propagador J4 foi selecionado para a propagação orbital devido à sua capacidade de contabilizar as perturbações gravitacionais causadas pela oblatividade da Terra através dos termos J2, J3 e J4 da expansão harmônica esférica. Isso o torna particularmente adequado para órbitas baixas para tempos curtos de propagação, como a utilizada na análise, onde as irregularidades no campo gravitacional da Terra têm um impacto significativo. Além disso, o propagador J4 oferece um bom equilíbrio entre desempenho computacional e precisão, permitindo simulações precisas enquanto mantém tempos de processamento eficientes, o que é essencial para estudos paramétricos envolvendo múltiplas simulações (AGI, 2024).

Com esses parâmetros iniciais definidos, foi configurada uma distribuição para o estudo paramétrico, com o objetivo de encontrar a configuração que atinja uma FoM de 100% com o menor número possível de satélites. Os parâmetros variáveis utilizados no estudo estão apresentados na Tabela 9.

Tabela 9 – Parâmetros de configuração orbital do estudo paramétrico

Parâmetro	Número de Satélites	Altitude
Range de valores	1 a 7	500 a 574 km
Passo	1 satélite	1 quilômetro
Número de passos	7	75
Número de simulações	525	

4.2.3 Resultados e Discussões das Análises de Configuração Orbital

Com base nos parâmetros apresentados na Tabela 7, foram realizados estudos paramétricos utilizando o software STK para determinar a configuração ideal dos satélites, de modo a garantir o atendimento aos requisitos da missão. A análise de cobertura, apresentada em [Figura 33](#), revelou que a figura de mérito atinge 100% a partir de uma altitude e número específicos de satélites. Isso indica que, acima desses valores críticos, os elementos de parametrização alcançam a cobertura necessária para atender aos objetivos da missão.

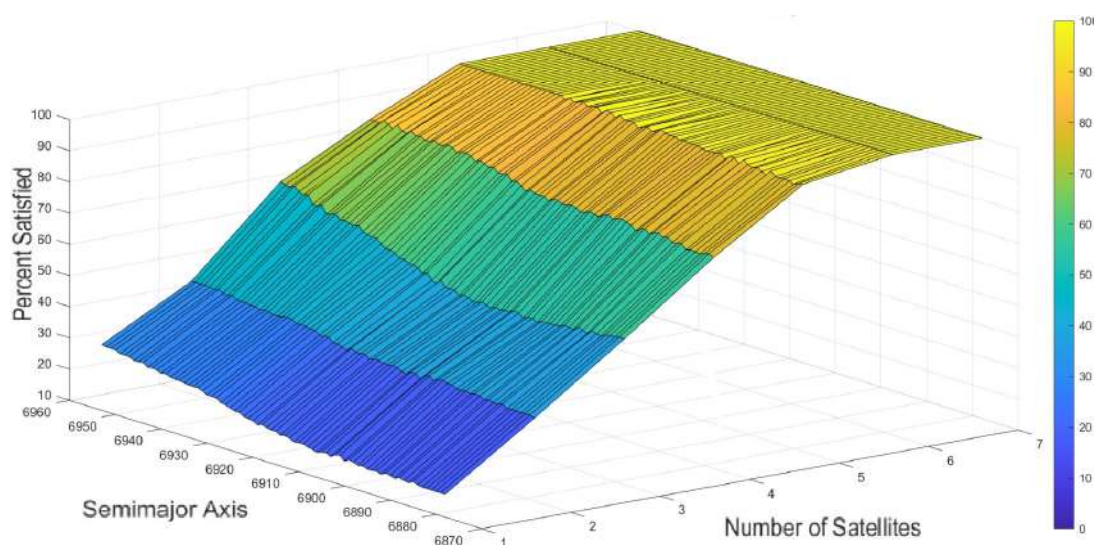


Figura 33 – Percentual de cobertura em relação ao semieixo maior e número de satélites

A configuração final de voo, resultante do estudo paramétrico, é apresentada na [Tabela 10](#).

Tabela 10 – Configuração Orbital da Constelação Arara

Configuração Orbital Final da Constelação Arara	
Número de Satélites	5 satélites
Altitude	545 km
Inclinação	Sol-Síncrona (SSO)
LTDN	10:30
Resolução (Banda SWIR)	9.48 m
Tempo de Revisita	Até 24 horas

A convergência observada a uma altitude de 545 km com cinco satélites e uma órbita de inclinação sol-síncrona (SSO) garante o cumprimento do requisito ARARA-MR110, que especifica um tempo de revisita de 24 horas para a comparação de imagens. A combinação da inclinação sol-síncrona e da altitude escolhida garante que o tempo de revisita dos satélites seja suficiente para cobrir as áreas de interesse com a frequência necessária pela missão. A [Figura 34](#) mostra um gráfico que ilustra o comportamento do tempo de revisita da constelação sobre a região da Amazônia Azul em janeiro de 2025, com tempos de revisita variando de um mínimo de 23h53m55s a um máximo de 23h54m25s.

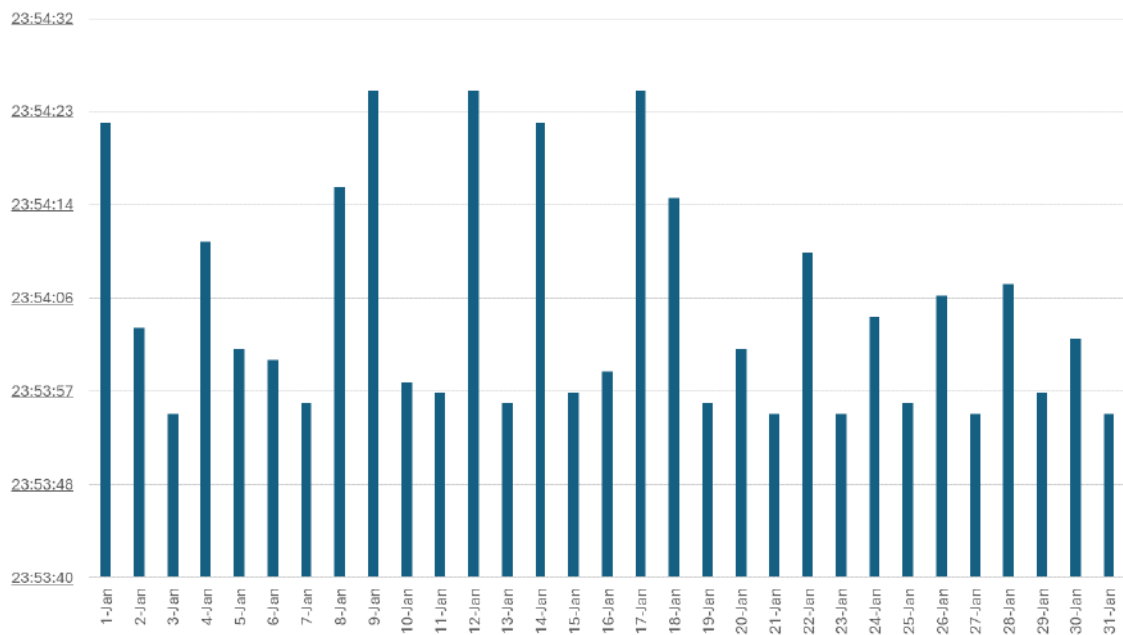


Figura 34 – Tempo de Revisita Médio para a Configuração Orbital Final da Constelação Arara - Estudo de caso mês Janeiro

Além disso, o requisito ARARA-MR200, bem como os requisitos derivados ARARA-MR210 e ARARA-MR220, que exigiam uma carga útil capaz de atender às necessidades da missão, também foram atendidos. A escolha da banda SWIR, com resolução de 9,48 metros, está dentro do limite de 10 metros de Distância de Amostra no Solo (GSD), conforme especificado. Isso garante a qualidade das imagens necessárias para detectar e monitorar alvos com a precisão requerida pela missão.

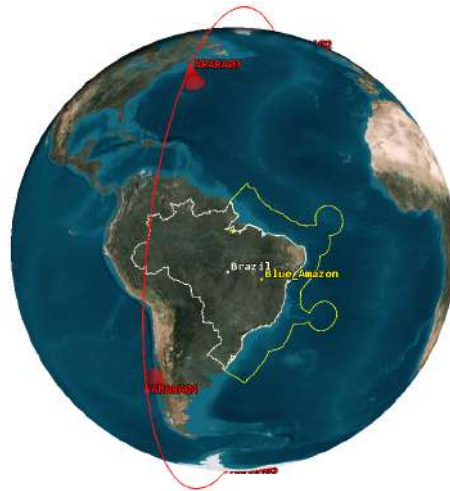


Figura 35 – Representação da configuração orbital final da Constelação Arara.

É possível identificar na [Figura 35](#) a configuração final da constelação de satélites, onde é possível observar o arranjo equidistante dos cinco satélites, com uma anomalia verdadeira relativa de 72° entre eles. A figura também mostra o campo de visão (FoV) de cada satélite, considerando um ângulo off-nadir de 25° devido à operação do ADCS. Além disso, a área-alvo da Amazônia Azul, utilizada neste estudo, é representada na imagem.

5 Modelagem Operacional e Conceito de Operações da Missão (CONOPS)

5.1 Introdução ao Conceito de Operações

O Conceito de Operações (CONOPS) é um elemento central no desenvolvimento de projetos espaciais, pois fornece uma visão abrangente de como o sistema será operado para alcançar os objetivos propostos e atender às demandas das partes interessadas ([NASA Space Systems Engineering CONOPS, 2014](#)).

Elaborado nas fases iniciais do projeto, o CONOPS descreve o funcionamento do sistema sob uma ótica estritamente operacional. Ele apresenta, geralmente em forma narrativa e cronológica, como o sistema será utilizado ao longo do tempo, promovendo uma melhor compreensão da missão. Sua construção contribui diretamente para a definição dos requisitos e da arquitetura do sistema, servindo também de referência para documentos posteriores e para o planejamento operacional de longo prazo ([NASA, 2007](#)).

A relevância de um CONOPS bem estruturado está na sua capacidade de transformar os objetivos gerais da missão em uma descrição prática e acessível. Ele atua como ponte entre as necessidades dos usuários finais, neste caso a obtenção de dados para o monitoramento da Amazônia Azul e a solução técnica a ser implementada.

Neste trabalho, o CONOPS irá descrever o ciclo de vida completo da constelação de satélites, ainda que de forma geral, visto que nos encontramos nas fases iniciais da missão. Serão abordadas as etapas desde o pré-lançamento até o descomissionamento dos satélites, incluindo os procedimentos operacionais de monitoramento, a comunicação com as estações terrenas, o processamento das informações coletadas e sua posterior disponibilização à Marinha do Brasil.

5.2 Declaração da Missão e Objetivos Operacionais

5.2.1 Conexão com a Visão Geral da Missão

Como apresentado no [Capítulo 2 - Visão Geral de Missão e Engenharia de Sistemas](#), a missão Constelação Arara foi concebida para atender a uma demanda estratégica da Marinha do Brasil, no contexto do programa SisGAAz, com foco no fortalecimento da soberania nacional e da proteção ambiental na Amazônia Azul. Neste capítulo, a missão é desdobrada em objetivos operacionais claros e mensuráveis, que irão orientar a definição da arquitetura do sistema, o planejamento das etapas da missão e os critérios de avaliação

do seu desempenho, etapas centrais na aplicação da engenharia de sistemas em missões espaciais ([NASA, 2007](#)).

5.2.2 Declaração de Missão - Perspectiva Operacional

A Declaração da Missão já foi apresentada com ênfase estratégica no [Capítulo 2 - Visão Geral de Missão e Engenharia de Sistemas](#). Aqui, ela é retomada com um papel distinto: servir como eixo central e constante que orienta todas as decisões operacionais descritas a seguir. No escopo do CONOPS, ela não é objeto de revisão, mas sim o ponto de partida fixo a partir do qual se desenham os cenários e modos de operação.

A missão da Constelação Arara é desenvolver e operar uma rede de satélites do tipo CubeSat com o objetivo de ampliar as capacidades de monitoramento da Marinha do Brasil na região da Amazônia Azul. A constelação deverá funcionar de forma contínua e confiável, com foco na detecção e monitoramento de derramamentos de óleo, fornecendo dados essenciais para ações rápidas de resposta e reforçando a autonomia tecnológica do país no controle de seu espaço marítimo.

5.2.3 Objetivos Operacionais Primários

Esta seção marca a transição entre a visão estratégica da missão e sua execução prática. Os objetivos gerais, como aumentar a vigilância marítima e garantir resposta rápida, são aqui traduzidos em metas técnicas específicas, quantificáveis e verificáveis. Esses objetivos operacionais formam a base para a derivação dos requisitos do sistema e definem as métricas a serem usadas para avaliar o desempenho da constelação ao longo da missão ([LARSON, 1999](#)).

- **Detecção de Manchas de Óleo:** A principal função da carga útil será identificar e caracterizar anomalias espectrais na superfície do oceano compatíveis com derramamentos de óleo. O sistema deve ser eficaz em diferentes cenários, detectando desde pequenas manchas com cerca de 1 km² até grandes eventos com mais de 20 km² ([H. A. Harahsheh, 2016](#)). Essa capacidade depende da resolução espacial e espectral do imageador óptico a bordo. A priorização deve ser dada a áreas críticas, como rotas de transporte de petróleo e zonas de exploração offshore.
- **Latência dos Dados:** Os dados processados devem ser entregues ao usuário final em até 16 horas após a aquisição da imagem. Essa latência, do momento do imageamento até a disponibilização do dado, é crucial para permitir ações rápidas por parte da Marinha do Brasil e órgãos ambientais, especialmente em casos de emergência. Esse requisito impõe demandas importantes sobre o segmento terrestre da missão, que deverá garantir rapidez no downlink, processamento e distribuição da informação.

- **Cobertura e Frequência de Revisita:** A constelação deverá garantir cobertura total da área de interesse na Amazônia Azul, com revisita mínima de uma vez a cada 24 horas em qualquer ponto da região. A cobertura assegura o alcance geográfico da missão, enquanto a frequência de revisita é essencial para o monitoramento contínuo de eventos dinâmicos, como a propagação de manchas de óleo. Esse requisito é um dos principais motivadores para a adoção de uma constelação de múltiplos satélites, já que um único artefato não seria capaz de cumprir tal frequência com confiabilidade.

5.2.4 Critérios de Sucesso da Missão

Com os objetivos operacionais claramente definidos, é possível estabelecer de forma objetiva os critérios que determinam o sucesso da missão. Esse critério funciona como um marco técnico dentro do ciclo de vida do projeto e define o momento em que o sistema sai da fase de validação e entra em operação nominal.

A missão será considerada bem-sucedida quando alcançar plenamente seus três objetivos operacionais principais. Isso significa que, para ser declarada de sucesso, a constelação deverá ser capaz de detectar e caracterizar manchas de óleo com a precisão exigida, entregar os dados processados dentro do prazo máximo estabelecido de dezesseis horas e garantir a cobertura total da área de interesse com a frequência mínima de revisita diária. A partir do momento em que essas três condições forem atendidas, pode-se afirmar que a missão atingiu sua capacidade operacional inicial e está cumprindo seu propósito fundamental de maneira eficaz.

5.3 Fases da Missão

O ciclo de vida da missão é segmentado em quatro fases de missão distintas, cada uma com seus próprios objetivos, atividades e critérios de sucesso. A transição bem-sucedida de uma fase para a próxima é fundamental para o cumprimento dos objetivos gerais da missão (LARSON, 1999). A estrutura dessas fases segue as práticas padrão da indústria espacial para o planejamento e execução de missões, conforme detalhado em documentos de gerenciamento de projetos espaciais (ECSS, 2009).

5.3.1 Lançamento e Fase Inicial de Órbita (LEOP)

Esta é a fase mais crítica e de maior risco de toda a missão, compreendendo o período desde o lançamento até o estabelecimento de um estado estável e seguro do satélite em órbita. (GRIFFIN; FRENCH, 2004)

- **1 - Lançamento e Inserção Orbital:** Os CubeSats da constelação serão lançados em missões com a filosofia de compartilhamento de lançamentos (rideshare), como nas missões da série Transporter da SpaceX ([SpaceX, 2025](#)), ilustradas na [Figura 36](#).



Figura 36 – Missão Transporter-1 da SpaceX antes da encapsulação na coifa de carga útil do foguete Falcon 9 ([NASA, 2024](#)).

Após a separação do veículo lançador, os satélites são ejetados sequencialmente, um após o outro, de seus dispensadores diretamente em órbita baixa. Esse processo permite que cada satélite seja liberado de forma controlada, evitando colisões e preparando-os para as manobras posteriores. O conceito dessa operação pode ser visualizado na [Figura 37](#), que mostra o Space Tug ION Satellite Carrier da empresa italiana D-Orbit, responsável pelo transporte e liberação ordenada dos satélites.



Figura 37 – Conceito de Missão ION Satellite Carrier([DOrbit, 2025](#)).

- **2 - Ativação do Satélite:** Um temporizador de segurança a bordo garante que nenhuma transmissão ou atuação ocorra até que uma distância segura do lançador seja alcançada, conforme as diretrizes de segurança de lançamento. Após o tempo de

segurança, o computador de bordo é ativado, iniciando a sequência de energização do satélite.([NASA, 2017a](#)).

- **3 - Primeiro Contato e Verificação:** A equipe de operações em solo aguarda a primeira passagem sobre uma estação terrena para estabelecer a comunicação com o satélite. O sucesso do primeiro contato é um marco crucial para o restante da missão ([ECSS, 2008](#)).

O fim da fase LEOP é declarado quando todos os satélites da constelação estão em uma configuração estável, com balanço de energia positivo, termicamente controlados e com um link de comunicação robusto e confiável com o segmento terrestre, cumprindo os critérios de saída de fase definidos pela missão ([ECSS, 2009](#)).

5.3.2 Comissionamento

Após o fim da LEOP, inicia-se a fase de comissionamento, cujo objetivo é verificar o funcionamento de todos os subsistemas e calibrar as cargas úteis, preparando a constelação para as operações nominais ([NASA Space Systems Engineering CONOPS, 2014](#)).

- **1 - Calibração do Payload Óptico:** Após a ativação, a carga útil de imageamento passa por um processo de calibração em órbita. Esse procedimento envolve a obtenção de imagens de alvos conhecidos, como a Lua ou regiões geográficas com características bem definidas, conforme ilustrado na [Figura 38](#), que são utilizadas como referência para aferir e ajustar a resposta do sensor, garantindo a acurácia dos dados gerados. O uso de áreas desérticas como locais de calibração também é uma prática amplamente adotada, especialmente por constelações comerciais como a DOVE, da empresa Planet. ([Planet, 2017a](#))
- **2 - Definição da Formação de Voo:** Esta etapa representa a atividade mais complexa da fase de comissionamento da constelação. Para garantir a frequência mínima de revisita diária, os satélites, inicialmente lançados de forma agrupada, precisam ser distribuídos uniformemente ao longo da mesma órbita. Essa separação é obtida por meio de uma série de manobras orbitais cuidadosamente planejadas. A partir do rastreamento contínuo da posição de cada satélite, o Centro de Controle de Operações (COPE) calcula e envia os comandos necessários para ajustar suas órbitas individualmente, até que a configuração final da constelação seja estabelecida. Os detalhes sobre o cálculo do delta-V exigido para essas manobras, bem como o dimensionamento do sistema de propulsão, serão abordados na [subseção 6.2.1.2 Formação de Voo](#).



Figura 38 – Compilação da fase da Lua cheia capturada por um satélite da constelação DOVE ([Planet, 2017a](#))

5.3.3 Operações Nominais

Esta é a fase principal e mais longa da missão, durante a qual a constelação executa as tarefas para as quais foi projetada, cumprindo os objetivos operacionais definidos na [subseção 5.2.3 Objetivos Operacionais Primários](#). O ciclo de operação nominal é contínuo e repetitivo.

- **1 - Planejamento:** O segmento terrestre gera planos de operação, incluindo a programação de quais áreas da Amazônia Azul serão imageadas, com base nas prioridades da Marinha do Brasil.
- **2 - Uplink e Coleta de Dados:** Os planos são convertidos em sequências de comandos e enviados (uplink) para os satélites. Os satélites executam as tarefas de forma autônoma, apontando suas câmeras para os alvos designados e capturando as imagens nos momentos programados.
- **3 - Armazenamento e Downlink:** As imagens e os dados de telemetria são armazenados a bordo. Durante as passagens sobre as estações terrenas, os dados são transmitidos (downlink) para o solo.
- **4 - Processamento e Entrega:** Os dados brutos recebidos são processados pelo segmento terrestre, que os processa os dados em produtos finais, como imagens de alta resolução, e os distribui para os usuários finais através de uma plataforma dedicada.

- **5 - Manutenção da Constelação:** Periodicamente, pequenas manobras de manutenção orbital (*station-keeping*) podem ser necessárias para corrigir os efeitos de perturbações orbitais e preservar o espaçamento adequado entre os satélites. Além disso, manobras para evitar riscos de colisão com detritos espaciais ou com outros satélites também podem ser necessárias.

5.3.4 Descomissionamento da Constelação

Ao final da vida útil, quando um satélite não puder mais cumprir os requisitos da missão, a fase de descomissionamento é iniciada. O objetivo é remover a constelação de órbita de forma segura e responsável, em conformidade com as diretrizes internacionais de mitigação de detritos espaciais (FCC, 2022).

- **1 - Passivação do satélite:** O satélite é colocado em um estado permanentemente inerte. Isso envolve a ejeção de qualquer propelente residual, a descarga completa das baterias para evitar riscos de explosão e o desligamento definitivo dos transmissores para não causar interferência de radiofrequência, um procedimento mandatório para a mitigação de detritos (James Webb Discovery, 2018).
- **2 - Manobra de Fim de Vida:** Utilizando o propelente remanescente, é realizada uma manobra de queima para reduzir significativamente o perigeu da órbita do satélite, permitindo sua reentrada na atmosfera dentro do prazo estabelecido pelas diretrizes internacionais de mitigação de detritos espaciais (FCC, 2022).
- **3 - Reentrada Atmosférica:** Ao atingir uma órbita com perigeu reduzido, o processo de decaimento orbital do satélite é acelerado, levando à sua reentrada na atmosfera e, conseqüentemente, ao encerramento da missão.

5.4 Cenários Operacionais

Com os objetivos da missão e as fases do ciclo de vida devidamente definidos, esta seção apresenta em detalhe os cenários operacionais da Constelação Arara. Cada cenário corresponde a uma descrição narrativa e sequencial que ilustra como o sistema integrado se comporta para atingir um objetivo específico. Segundo a metodologia da engenharia de sistemas, a elaboração desses cenários é fundamental para validar a arquitetura da missão, refinar os requisitos operacionais e garantir que a interação entre os segmentos espacial, terrestre e de usuário ocorra de forma coesa e eficaz (LARSON, 1999).

O objetivo desses cenários é traduzir os conceitos abstratos de operação em representações práticas e compreensíveis, descrevendo o fluxo de informações e ações desde o estímulo inicial, seja um evento detectado automaticamente ou uma solicitação do usuário,

até a entrega do produto final. Os três cenários apresentados a seguir foram selecionados por representarem os modos de operação mais críticos da Constelação Arara, evidenciando tanto sua capacidade de vigilância autônoma quanto sua prontidão para atender a demandas estratégicas específicas.

5.4.1 Cenário 1: Monitoramento de Rotina e Alerta de Anomalia

Este cenário descreve a operação contínua da constelação, voltada para a vigilância sistemática da Amazônia Azul e a emissão de alertas automáticos caso potenciais manchas de óleo sejam detectadas. O fluxo de operação é apresentado abaixo, e sua representação visual pode ser vista na [Figura 39](#).

- **1 - Planejamento no Segmento Terrestre:** O Centro de Controle e Operações (CCO) elabora um plano de imageamento de rotina, otimizando a cobertura das áreas prioritárias da Amazônia Azul com a frequência mínima de revisita, conforme os objetivos da missão.
- **2 - Uplink de Comandos:** Durante as passagens dos satélites sobre as estações terrenas, o Centro de Controle e Operações (CCO) realiza o *uplink* das sequências de comandos contendo o plano de imageamento para os satélites executarem.
- **3 - Execução no Segmento Espacial:** Os satélites executam o plano de forma autônoma. Ao sobrevoarem as áreas designadas, a carga útil óptica é ativada e captura imagens continuamente.
- **4 - Análise e Armazenamento a Bordo:** As imagens são armazenadas na memória de bordo. Um algoritmo de pré-análise é executado para identificar anomalias espectrais compatíveis com a presença de óleo na água. Quando uma anomalia é detectada, o pacote de dados correspondente é marcado como alerta de alta prioridade.
- **5 - Downlink para o Segmento Terrestre:** Em uma passagem posterior sobre uma estação, o satélite realiza o *downlink* da imagem e alertas marcados como alta prioridade. Além das imagens, os dados de *downlink* contêm outros dados de telemetria do satélite.
- **6 - Processamento e Geração de Alerta:** Os dados são recebidos pelo Centro de Monitoramento por Imagem (CMI), onde pacotes prioritários são processados. Algoritmos mais avançados confirmam a presença da anomalia, estimam a área afetada e localizam geograficamente a mancha. Se confirmada, um alerta é gerado para a Marinha do Brasil.

- **7 - Notificação ao Usuário:** O alerta, contendo a imagem processada, a localização, a data/hora e a estimativa da extensão da mancha, é enviado aos operadores da Marinha do Brasil, respeitando o requisito de latência máxima de 16 horas. A partir desse ponto, ações de resposta podem ser iniciadas pelos usuários.



Figura 39 – Fluxograma do Cenário de Monitoramento de Rotina.

5.4.2 Cenário 2: Operação por Demanda da Marinha do Brasil

Este cenário descreve a resposta da constelação a uma solicitação direta e de alta prioridade da Marinha do Brasil para imagear uma região específica, seja para investigar uma denúncia, monitorar uma embarcação suspeita ou avaliar uma área de interesse. O fluxo de operação está descrito abaixo, e sua visualização está disponível na [Figura 40](#).

- **1 - Iniciação pelo Usuário:** Um operador da Marinha do Brasil submete uma solicitação ao Centro de Controle e Operações (CCO), indicando a área de interesse ou o alvo específico a ser monitorado.
- **2 - Recebimento e Planejamento:** A solicitação é recebida, validada e processada. Em seguida, é elaborado um plano de imageamento prioritário.
- **3 - Uplink de Comandos:** Durante as passagens dos satélites sobre as estações terrenas, é realizado o *uplink* das sequências de comandos contendo o plano de imageamento a ser executado.
- **4 - Execução no Segmento Espacial:** Os satélites executam o plano de forma autônoma. Ao sobrevoarem a área designada, a carga útil óptica é ativada para capturar as imagens conforme especificado.

- **5 - Aquisição e Armazenamento:** As imagens da região de interesse são adquiridas e armazenadas a bordo com prioridade máxima.
- **6 - Downlink para o Segmento Terrestre:** Na primeira oportunidade de comunicação com uma estação terrena, os dados são transmitidos via *downlink*, com prioridade para as imagens da área requisitada. Além das imagens, os dados de *downlink* contêm outros dados de telemetria do satélite.
- **7 - Processamento:** As imagens são recebidas pelo Centro de Monitoramento por Imagem (CMI), onde passam por processamento final e preparação para análise.
- **8 - Análise pelo Usuário:** O operador recebe o produto processado e realiza a análise da informação para fins de tomada de decisão.

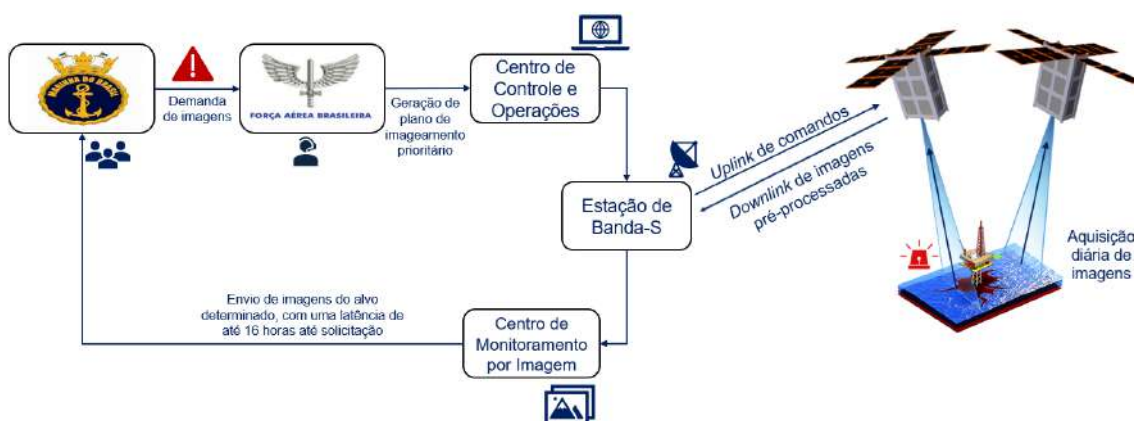


Figura 40 – Fluxograma do Cenário de Operação por Demanda.

5.4.3 Cenário 3: Manutenção Orbital da Constelação

Este cenário descreve as atividades de mecânica de voo necessárias para manter a integridade e o desempenho da constelação. Ele abrange tanto a manutenção de rotina da formação de voo dos satélites quanto a resposta a ameaças de colisão com outros objetos em órbita. O fluxo de operação está descrito abaixo, e sua visualização está disponível na [Figura 41](#).

- **1 - Monitoramento da Constelação:** O Centro de Controle e Operações monitora periodicamente os elementos orbitais de cada satélite, a fim de garantir que mantenham as características da formação de voo estabelecida.

- **2 - Tomada de Decisão:** Com base no monitoramento orbital, inicia-se o processo de tomada de decisão quanto à necessidade de manutenção da formação de voo, resultando na elaboração de um plano de manobras. Caso seja detectado um possível evento de colisão, um plano específico é desenvolvido para mitigar o risco. As manobras previstas são programadas para ocorrer durante o período em que o satélite estiver iluminado pelo Sol, a fim de otimizar o uso do orçamento de energia disponível a bordo.
- **3 - Uplink do Plano de Manobra:** O plano de manobra é enviado aos satélites por meio de uplink, instruindo-os a realizar ajustes para manter a formação ou evitar uma colisão.
- **4 - Execução da Manobra no Segmento Espacial:** Os satélites executam as manobras previstas no plano. Durante essa fase, as operações da carga útil são temporariamente suspensas.
- **5 - Verificação Pós-Manobra por Telemetria:** Após a execução da manobra, os satélites realizam o downlink de suas telemetrias orbitais. A partir desses dados, o Centro de Controle e Operações analisa os novos parâmetros para verificar se a manobra foi bem-sucedida, se o risco de colisão foi eliminado e se o satélite retornou à sua posição nominal na formação.

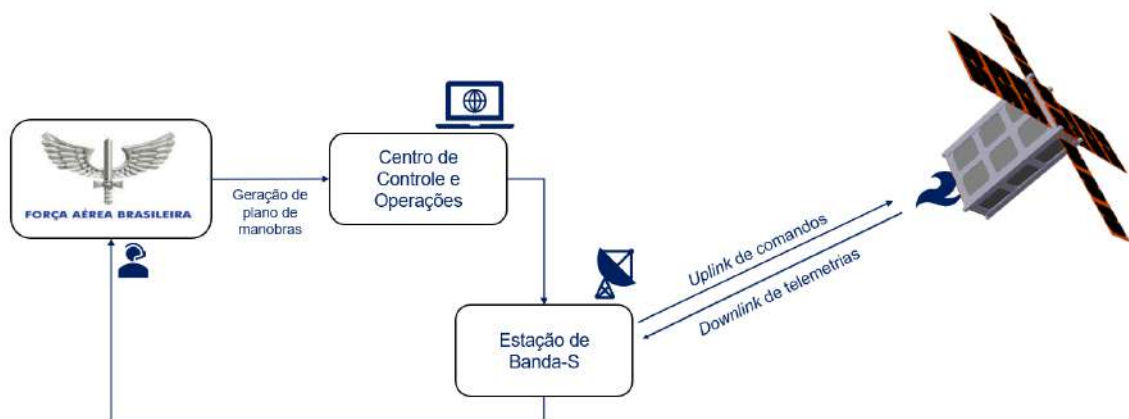


Figura 41 – Fluxograma do Cenário de Manutenção e Prevenção de Colisão.

6 *DeltaV Budget* e Dimensionamento Preliminar de Subsistema Propulsivo

6.1 *Budgets* ao longo do ciclo de vida da missão

No desenvolvimento de qualquer missão espacial, a alocação e o gerenciamento de recursos são cruciais para o sucesso. Os *budgets* de sistema são ferramentas fundamentais da engenharia de sistemas, utilizadas para quantificar os recursos disponíveis, como massa, potência e capacidade de dados, e distribuí-los entre os diversos subsistemas da espaçonave. Funcionam como uma linguagem comum entre as diferentes equipes de engenharia, possibilitando uma abordagem metódica e multidisciplinar ao projeto e assegurando que o sistema, como um todo, seja capaz de cumprir seus objetivos dentro das restrições impostas (LARSON, 1999).

Esses *budgets* são essenciais porque fornecem uma base quantitativa para decisões de projeto e análises de *trade-off*. Permitem que os engenheiros de sistemas otimizem o desempenho da missão dentro das limitações de massa, potência, custo e demais recursos (CAPPELLETTI, 2021). Sem uma gestão rigorosa dos *budgets*, os projetos espaciais correm o risco de exceder essas restrições, o que pode resultar em atrasos, aumento de custos e, em última instância, no fracasso da missão (LARSON, 1999).

Os *budgets* de sistema não são estáticos, eles evoluem ao longo do ciclo de vida da missão espacial. Nas fases iniciais (Pré-Fase A e Fase A), tratam-se de estimativas preliminares com margens de incerteza significativas, frequentemente entre 20–30% (NASA, 2007). À medida que o projeto avança para as fases de projeto preliminar (Fase B) e detalhado (Fase C), esses *budgets* tornam-se mais refinados, e as margens são sistematicamente reduzidas (LARSON, 1999). A seguir, apresenta-se uma visão geral do comportamento dos *budgets* ao longo do ciclo de vida da missão (CAPPELLETTI, 2021), conforme introduzido anteriormente na [seção 2.2 Ciclo de vida de projeto](#).

- **Fase A (Fase de Concepção):** Nesta fase, os *budgets* são utilizados para avaliar a viabilidade de diferentes conceitos de missão. As alocações iniciais de massa, potência e Delta-V são feitas com base em estimativas e dados de missões anteriores utilizadas como referência.
- **Fase B (Fase de Desenvolvimento):** O projeto do sistema passa a ser definido com mais detalhes, permitindo o refinamento dos *budgets*. Embora ainda haja margens de segurança consideráveis, as alocações para cada subsistema começam a se consolidar.

- **Fase C (Fase de Produção):** Com o projeto detalhado concluído, os *budgets* são finalizados e passam a ser controlados por configuração. A partir desta fase, qualquer alteração exige uma análise de impacto rigorosa.
- **Fase D (Fase de Integração e Testes):** Durante essa fase, os *budgets* são monitorados de forma contínua para assegurar que o sistema construído esteja em conformidade com o sistema projetado.
- **Fase E (Fase de Operação):** Os *budgets* de consumíveis, como propelente, e parâmetros sujeitos à degradação, como a potência gerada por painéis solares e baterias, passam a ser gerenciados durante a operação da missão, buscando a otimização dos recursos.

Dado que o foco deste trabalho reside na análise orbital da constelação de satélites, a apresentação do *Delta-V Budget* é fundamental para validar a arquitetura de constelação proposta. Este *budget* detalha o total de mudança de velocidade que o sistema de propulsão do satélite deve ser capaz de prover para realizar todas as manobras orbitais necessárias ao longo de sua vida útil, confirmando assim a viabilidade da missão do ponto de vista da propulsão.

6.2 *Delta-V Budget*

O *Delta-V Budget* é a soma de todas as mudanças de velocidade que uma espaçonave deve realizar ao longo de sua vida útil para cumprir sua missão. Ele é um dos principais direcionadores do projeto do subsistema de propulsão, determinando a quantidade de propelente necessária e, conseqüentemente, a massa e o volume do sistema de propulsão (FORTESCUE, 2011).

O sistema de propulsão permite que os satélites realizem mudanças de órbita, correções de inclinação e controle de posição, assegurando que os satélites mantenham sua operação de forma precisa e eficiente ao longo de sua vida útil. Além disso, o sistema de propulsão também para a mitigação de riscos associados a colisões com detritos espaciais (LARSON, 1999).

6.2.1 Modelagem do *Budget*

Para iniciar a modelagem do orçamento de deltaV, precisamos sumarizar todas as mudanças de velocidade que a espaçonave deve realizar ao longo de sua vida útil.

6.2.1.1 Inserção Orbital e Ajuste de Altitude

Após o fim da fase de LEOP, os satélites iniciarão a calibração de sua carga útil óptica e a formação de voo de projeto para cumprir os requisitos de revisita.

Conforme já mencionado na seção [seção 5.3 - Fases da Missão](#), satélites da categoria *cubesat* normalmente são lançados em órbita por missões compartilhadas, tendo pouco poder de escolha de sua órbita final. Isso faz com que *cubesats* sem sistema propulsivo sejam limitados da órbita final a ser escolhida pelo lançador. Na [Tabela 11](#), podemos ver um mapeamento de missões compartilhadas de *cubesat* nos últimos anos e sua altitude de inserção em órbita, lançados pelas empresas líderes de mercado no segmento de lançamentos espaciais.

Tabela 11 – Mapeamento de missões compartilhadas de Cubesat ([Sky-Brokers, 2025](#)).

Empresa Lançadora	Missão	Altitude (km)	Inclinação (deg)	Data de lançamento
Arianespace	VA262 / FM1	580	97,6	jul/24
Astra	Spaceflight-1	525	97,5	mar/24
Firefly Aerospace	Victus Nox	550	97,7	set/23
Firefly Aerospace	Noise of Summer	500	97,4	jul/24
Rocketlab	There and Back Again	520	97,0	abr/22
Rocketlab	Beginning of the Swarm	520	97,0	abr/24
Rocketlab	Prefire & Ice	525	97,5	jun/24
Rocketlab	Return to Sender	500	97,4	nov/20
Rocketlab	In Focus	500	97,5	out/20
SpaceX	Transporter-11	510	97,4	ago/24
SpaceX	Transporter-10	515	97,5	mar/24
SpaceX	Transporter-09	520	97,5	nov/23
SpaceX	Transporter-08	525	97,5	jun/23
SpaceX	Transporter-07	500	97,4	abr/23
ULA	Kuiper KA-02	450	97,1	jun/25

Para fins de dimensionamento com altas margens, podemos adotar uma altitude de inserção para a Constelação Arara de 520 km, criando assim um sistema com robustez. Como já mencionado na [seção 3.2 - Satélite](#), o sistema propulsivo da Constelação Arara será um sistema propulsivo elétrico. Uma das características de sistemas propulsivos elétricos é ser de baixo empuxo (*low-thrust*).

Para sistemas propulsivos desse tipo, se a razão entre o empuxo e o peso inicial ($T/W_0 \approx 10^{-5}$) for muito pequena, a órbita de transferência resultante será uma espiral lenta para fora, impulsionada por um empuxo contínuo. O fato de que cada uma das muitas revoluções é quase circular permite a adoção de certas suposições simplificadoras. Essas suposições foram utilizadas por Edelbaum para desenvolver uma solução analítica de primeira ordem para o problema de transferências com empuxo muito baixo entre órbitas circulares ([CHOBOTOV, 2002](#)).

A Terra não é uma esfera perfeita, ela possui um bojo equatorial. Essa massa extra no equador exerce um torque sobre a órbita de um satélite, fazendo com que o plano orbital precesse lentamente ao longo do tempo. Esse efeito é chamado de precessão

nodal ([BATE DONALD MUELLER, 1971](#)).

Para que uma órbita seja sol-síncrona, a taxa dessa precessão ($\dot{\Omega}$) deve ser igual à taxa de movimento da Terra em torno do Sol, que é de aproximadamente 360° por 365,25 dias, ou $\approx -0,9856$ graus/dia.

A fórmula que descreve a taxa de precessão nodal devido ao principal termo de perturbação gravitacional da Terra (J_2) é:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_E}{a} \right)^2 n \cos(i) \quad (6.1)$$

Para encontrar a inclinação (i) necessária para uma SSO, definimos $\dot{\Omega}$ como a taxa desejada ($\approx -0,9856$ °/dia) e resolvemos a equação para i , onde:

- J_2 é o segundo coeficiente harmônico zonal da Terra ($\approx 1,08263 \times 10^{-3}$).
- R_E é o raio equatorial da Terra ($\approx 6378,14$ km).
- a é o semieixo maior da órbita.
- n é o movimento médio do satélite ($\sqrt{\mu/a^3}$).
- μ é o parâmetro gravitacional padrão da Terra ($\approx 398600,44$ km³/s²).
- i é a inclinação da órbita.

Resolvendo para a inclinação, obtemos:

$$i = \arccos \left(-\frac{2 \dot{\Omega}_{\text{desejada}} a^{7/2}}{3 J_2 R_E^2 \sqrt{\mu}} \right) \quad (6.2)$$

Sabe-se que o valor da inclinação para órbitas sol-síncronas varia com a altitude, como visto na [Figura 42](#).

Logo, substituindo em [Equação 6.2](#), temos que a inclinação na órbita de inserção é $i_0 = 97,478^\circ$ e na órbita final é de $i_1 = 97,574^\circ$. Portanto, temos:

$$\Delta i = 0,096^\circ$$

Podemos calcular a velocidade orbital dos satélites na altitude de inserção (520 Km) e na altitude de projeto (545 Km). Podemos trabalhar com a equação de órbitas circulares abaixo ([BATE DONALD MUELLER, 1971](#)):

$$v = \sqrt{\frac{GM_E}{r}} \quad (6.3)$$

Onde:

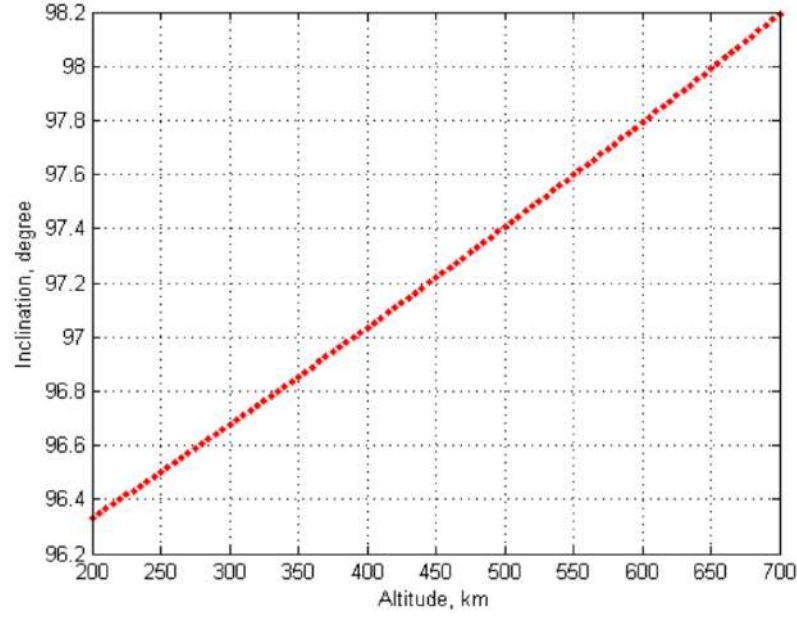


Figura 42 – Gráfico de altitude versus inclinação para órbitas sol-síncronas circulares em LEO. (KILIC, 2014)

- v = velocidade do satélite paralela à Terra
- G = constante gravitacional ($\approx 6,674 \times 10^{-11} \text{ m}^3\text{kg}^{-1}\text{s}^{-2}$)
- M_E = massa da Terra ($\approx 5,972 \times 10^{24} \text{ kg}$)
- r = altura da órbita mais o raio da Terra

Logo, temos que a velocidade orbital na órbita de inserção é $v_0 = 7,601564 \text{ km/s}$ e na órbita final é $v_1 = 7,587827 \text{ km/s}$.

Para manobras de baixo empuxo que envolvem mudanças simultâneas de altitude e plano orbital, o custo propulsivo total (ΔV) pode ser aproximado pela equação de Edelbaum, que considera a aplicação contínua e ótima do empuxo (CHOBOTOV, 2002).

$$\Delta V = \sqrt{V_0^2 - 2V_0V_1 \cos\left(\frac{\pi}{2}\alpha\right) + V_1^2} \quad (6.4)$$

Onde:

- V_0 : Velocidade circular da órbita inicial (m/s).
- V_1 : Velocidade circular da órbita final (m/s).
- α : Ângulo total de mudança de plano entre as órbitas (radianos).

Substituindo esses valores na equação de Edelbaum, temos que:

$$\Delta V_{\text{com inclinação}} = 1144,25 \text{ m/s}$$

Para fins de dimensionamento, também dimensionaremos o delta-V sem mudança de inclinação, mantendo a variável Δi como zero, para termos ciência do impacto da mudança de inclinação nos cálculos:

$$\Delta V_{\text{sem inclinação}} = 13,74 \text{ m/s}$$

Isso demonstra que a maior parte do custo propulsivo nesta manobra de baixo empuxo está associada à mudança de inclinação.

O tempo de queima necessário para alcançar este ΔV é uma função direta da performance do propulsor. O modelo de cálculo, considerando um empuxo e impulso específico constantes, determina a variação de massa do veículo e, a partir dela, o tempo. A massa final do veículo (m_f) após a queima é dada por (CHOBOTOV, 2002):

$$m_f = m_0 e^{\left(-\frac{\Delta V}{g_0 I_{sp}}\right)} \quad (6.5)$$

Onde:

- m_f : Massa final do veículo (kg).
- m_0 : Massa inicial do veículo (kg).
- g_0 : Aceleração da gravidade padrão (9.80665 m/s²).
- I_{sp} : Impulso específico do propulsor (s).

A taxa de consumo de massa ($\dot{m}$) é constante para um empuxo e I_{sp} fixos (CHOBOTOV, 2002):

$$\dot{m} = \frac{F_{\text{empuxo}}}{g_0 I_{sp}} \quad (6.6)$$

Onde:

- $\dot{m}$: Taxa de fluxo de massa (kg/s).
- F_{empuxo} : Empuxo constante do motor (N).

Assim, o tempo total de queima (t_{queima}) é a massa de propelente gasta ($m_0 - m_f$) dividida pela taxa de consumo (CHOBOTOV, 2002):

$$t_{\text{queima}} = \frac{m_0 - m_f}{\dot{m}} \quad (6.7)$$

Considerando valores arbitrários, porém realistas, para um pequeno cubesat 6U de carga ($m_0 = 12 \text{ kg}$) com um sistema de propulsão elétrica ($I_{sp} = 2400 \text{ s}$, $F_{\text{empuxo}} = 1.3 \text{ mN}$), podemos estimar os tempos de queima:

- Para a manobra com inclinação ($\Delta V = 1144,25 \text{ m/s}$): $t_{\text{queima}} \approx 119,32 \text{ dias}$.

- Para a manobra sem inclinação ($\Delta V = 13,74 \text{ m/s}$): $t_{\text{queima}} \approx 1,47 \text{ dias}$.

Fica evidente que, para sistemas de baixo empuxo, as manobras de mudança de plano são extremamente longas e podem definir o cronograma da missão. Com as análises das manobras com e sem alteração de inclinação detalhadas, conclui-se que é inviável para um sistema propulsivo de baixo empuxo, como o projetado para a Constelação Arara, a realização de mudanças de plano, mesmo que para pequenas variações de inclinação. A energia e tempo necessários para tais manobras comprometeria a fase de comissionamento e a agilidade operacional da constelação.

Portanto, para fins de dimensionamento do sistema e definição de prova de conceito, seguir-se-á exclusivamente com a estratégia de manobras sem mudança de inclinação.

6.2.1.2 Formação de Vôo

- **MANOBRAS DE FASEAMENTO**

- **Abordagem Impulsiva**

Para que a Constelação Arara atenda aos seus requisitos de missão, os 5 satélites da formação devem ser posicionados em um espaçamento de 72 graus entre si, no mesmo plano orbital, como observado em [Figura 43](#). Para alcançar essa configuração, são utilizadas as chamadas manobras de faseamento.



Figura 43 – Configuração Orbital - Constelação Arara

O princípio por trás da manobra é alterar temporariamente o período orbital de um satélite, fazendo com que ele se desloque, ganhando ou perdendo fase, em relação a um ponto de referência na órbita original (CURTIS, 2010). A base para isso é a Terceira Lei de Kepler, que relaciona o período orbital (T) com o semieixo maior (a):

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (6.8)$$

Onde:

- a : Semieixo maior da órbita.
- μ : Parâmetro gravitacional padrão da Terra ($398600,44 \text{ km}^3/\text{s}^2$).

Um impulso do motor coloca o satélite em uma órbita de faseamento temporária. Uma órbita mais alta aumenta o período, causando um atraso relativo, enquanto uma órbita mais baixa o diminui causando um avanço relativo, como observado na Figura 44 (CURTIS, 2010).

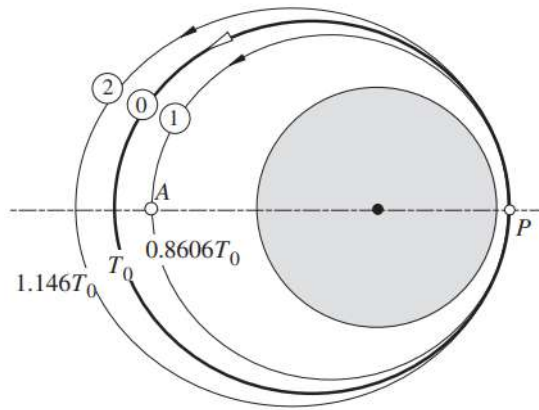


Figura 44 – Órbita principal (0) e duas órbitas de defasagem: uma mais rápida (1) e outra mais lenta (2). T_0 representa o período da órbita principal. (CURTIS, 2010)

Para atingir uma separação angular alvo $\Delta\theta$, existem sempre duas estratégias de manobra de faseamento de ciclo único que resultam na mesma posição final relativa:

- Se $\Delta\theta \leq 180^\circ$, realiza-se uma manobra de atraso, movendo o satélite para uma órbita temporária mais alta.
- Se $\Delta\theta > 180^\circ$, é mais eficiente realizar uma manobra de avanço de $360^\circ - \Delta\theta$, usando uma órbita temporária mais baixa.

Para cada separação $\Delta\theta$ desejada, deve-se calcular o custo em ΔV para ambas as estratégias e selecionar aquela que apresentar o menor valor de Delta V. Esta abordagem

garante a máxima eficiência de propelente para o posicionamento de cada satélite na constelação.

O período da órbita de faseamento (T_{ph}), para uma manobra que dura N órbitas, é dado por (CURTIS, 2010):

$$T_{ph} = T_1 \left(1 \pm \frac{\Delta\theta}{360^\circ N} \right) \quad (6.9)$$

Onde:

- T_{ph} : Período da órbita de faseamento.
- T_1 : Período da órbita original.
- $\Delta\theta$: O menor ângulo de manobra a ser percorrido.
- N : Número de órbitas completas na fase de ajuste (inteiro positivo).
- O sinal '+' é para atraso e '-' para avanço.

A partir do período de faseamento desejado, o semieixo maior (a_{ph}) correspondente para essa nova órbita é calculado reorganizando a Terceira Lei de Kepler (CURTIS, 2010):

$$a_{ph} = \left(\frac{T_{ph}^2 \mu}{4\pi^2} \right)^{1/3} \quad (6.10)$$

Onde:

- a_{ph} : Semieixo maior da órbita de faseamento (km).
- T_{ph} : Período da órbita de faseamento (s).
- μ : Parâmetro gravitacional padrão da Terra ($398600, 4418 \text{ km}^3/\text{s}^2$).

O custo em combustível (ΔV) para as manobras impulsivas é calculado a partir da equação de energia orbital, a *vis-viva*. Para uma órbita inicial circular a 545 km de altitude ($r_1 = 6923, 14 \text{ km}$, $v_{c1} = 7, 5878 \text{ km/s}$), a velocidade no ponto de queima, para entrar na órbita de faseamento, é dada por (CURTIS, 2010):

$$v_{ph_r1} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a_{ph}} \right)} \quad (6.11)$$

Onde:

- v_{ph_r1} : Velocidade no periapside da órbita de faseamento, que é tangencial à órbita circular inicial (km/s).

- μ : Parâmetro gravitacional da Terra ($398600, 4418 \text{ km}^3/\text{s}^2$).
- r_1 : Raio da órbita circular inicial (km).
- a_{ph} : Semieixo maior da órbita de faseamento (km).

O ΔV para cada um dos dois impulsos (o de entrada e o de saída da órbita de faseamento) é a diferença absoluta entre a velocidade na órbita de faseamento e a velocidade na órbita circular (CURTIS, 2010):

$$\Delta V_{\text{impulso}} = |v_{ph_r1} - v_{c1}| \quad (6.12)$$

O ΔV total da manobra é, portanto, $2\Delta V_{\text{impulso}}$.

• Cálculo para Satélite D

Para ilustrar o processo de engenharia da missão, vamos detalhar o cálculo para o satélite D, que representa o caso mais restritivo e definirá o parâmetro N para toda a constelação.

1. Definição da Estratégia e Cálculo de N Mínimo:

O alvo para o Satélite D é uma separação de 216° . A manobra mais eficiente é um avanço de 144° ($360^\circ - 216^\circ$). Esta manobra requer uma órbita de faseamento mais baixa, cujo perigeu não pode ser inferior a 540 km de altitude, por restrição de economia de combustível.

Primeiro, calculamos os parâmetros da órbita de faseamento mínima viável:

- Raio de apogeu (fixo): $r_a = 6923, 14 \text{ km}$
- Raio de perigeu mínimo: $r_{p,min} = 6378, 14 \text{ km} + 540 \text{ km} = 6918, 14 \text{ km}$
- Semieixo maior mínimo: $a_{ph,min} = (r_a + r_{p,min})/2 = 6920, 64 \text{ km}$
- Período mínimo viável: $T_{ph,min} = 2\pi\sqrt{a_{ph,min}^3/\mu} = 5732, 78 \text{ s}$

Agora, encontramos o menor inteiro N que satisfaz a condição $T_{ph} \geq T_{ph,min}$:

$$N \geq \frac{\theta_{efetivo}}{360^\circ \left(1 - \frac{T_{ph,min}}{T_1}\right)} \geq 413, 22$$

Portanto, o número mínimo de órbitas é $N = 414$. Para padronizar a duração das manobras, adotaremos este valor para todos os satélites.

2. Período da Órbita de Faseamento (T_{ph}) para Satélite D:

Usando a fórmula para uma manobra de avanço com $\theta_{efetivo} = 144^\circ$ e $N = 414$:

$$T_{ph} = 5727, 25 \text{ s}$$

3. Semieixo Maior da Órbita de Faseamento (a_{ph}):

Com o período T_{ph} calculado:

$$a_{ph} = \left(\frac{T_{ph}^2 \mu}{4\pi^2} \right)^{1/3} = 6918,68 \text{ km}$$

O perigeu desta órbita é de $2a_{ph} - r_a = 6918.14 \text{ km}$, correspondendo a uma altitude segura de 540 km.

4. Velocidade na Órbita de Faseamento (v_{ph_r1}):

Aplicando a equação vis-viva no apogeu da órbita de transferência (r_1):

$$v_{ph_r1} = 7,5854 \text{ km/s}$$

5. Cálculo do ΔV Total:

O ΔV de um único impulso é a diferença entre a velocidade na órbita circular e na órbita de faseamento:

$$\Delta V_{\text{impulso}} = |7,5878 - 7,5854| = 0,00245 \text{ km/s} = 2,45 \text{ m/s}$$

O ΔV total para os dois impulsos é $2\Delta V_{\text{impulso}} = 4,89 \text{ m/s}$.

6. Duração Total da Manobra:

A duração é o número de ciclos multiplicado pelo período de cada ciclo:

$$T_{\text{manobra}} = N \times T_{ph} \approx 27,5 \text{ dias}$$

Assim, podemos sumarizar os *Delta Vs* realizados pelos satélite na tabela [Tabela 12](#)

Tabela 12 – Resumo das manobras impulsivas otimizadas (N=1).

Satélite	Posição Alvo	Estratégia	ΔV Total (m/s)	Duração
Satélite A	0°	Estacionário	0	0 dias
Satélite B	72°	Atraso de 72°	2,44	27,5 dias
Satélite C	144°	Atraso de 144°	4,88	27,5 dias
Satélite D	216°	Avanço de 144	4,89	27,5 dias
Satélite E	288°	Avanço de 72°	2,44	27,5 dias

• MANOBRAS DE FASEAMENTO

– Aproximação Analítica para Propulsão de Baixo Empuxo

É fundamental diferenciar o modelo de manobra impulsiva, com queimas instantâneas, do modelo de propulsão contínua. O modelo impulsivo é uma boa aproximação para motores de alto empuxo, onde a queima é muito curta. Já os sistemas de baixo empuxo aplicam uma aceleração suave e contínua por longos períodos, seguindo uma trajetória em espiral.

O *Delta V* calculado pelo modelo impulsivo serve como um limite mínimo de energia, pois não considera as perdas por gravidade, que são significativas em transferências de baixo empuxo (MIT, 2015).

Para o modelo matemático para propulsão contínua a manobra é dividida em três etapas, representado graficamente em Figura 45:

1. Primeiro arco de propulsão:
O motor é acionado por um tempo t_1 .
2. Fase de deriva (Coasting):
O motor fica desligado por um tempo t_c para que a separação angular ocorra.
3. Segundo arco de propulsão:
O motor é acionado novamente por um tempo t_1 para finalizar a manobra.

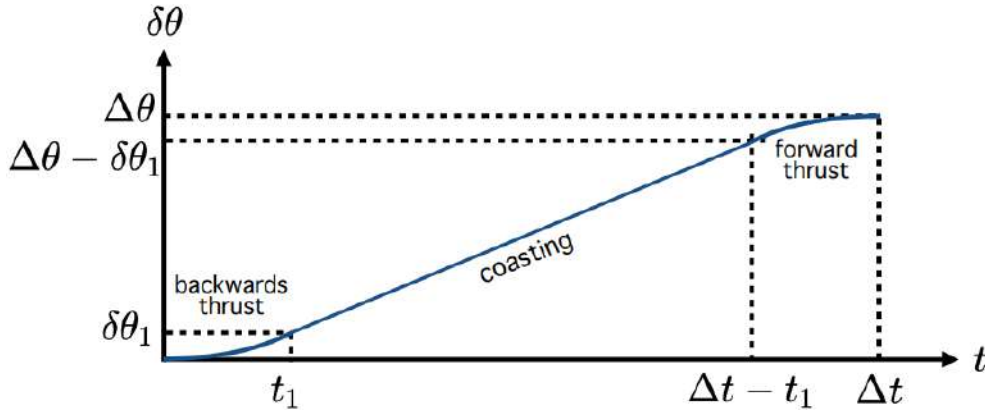


Figura 45 – Comportamento de manobras de faseamento em sistemas propulsivos de baixo empuxo (MIT, 2015)

O tempo total é $\Delta t = 2t_1 + t_c$. A equação que relaciona o ângulo de fase ($\Delta\theta$) com os parâmetros da manobra é (MIT, 2015):

$$|\Delta\theta| = \frac{3a_c t_1 (\Delta t - t_1)}{r_0}$$

A partir dela, o custo total em $\Delta v = 2a_c t_1$ pode ser escrito como (MIT, 2015):

$$\Delta v = \frac{2r_0 |\Delta\theta|}{3(\Delta t - t_1)}$$

Onde:

- Δv : Custo propulsivo total da manobra (m/s).
- r_0 : Raio da órbita circular inicial (m).
- $|\Delta\theta|$: Variação angular desejada (em radianos).
- Δt : Tempo total disponível para a manobra (s).
- t_1 : Duração de cada uma das duas fases de queima (s).
- a_c : Aceleração tangencial constante aplicada pelo propulsor (m/s²).

Considerando os mesmos parâmetros da constelação, mas variando o tempo total de manobra (Δt) para **1, 7 e 27,5 dias**. A fase de deriva (t_c) foi mantida em 80% de Δt para todos os casos. A tabela abaixo compara o custo de Δv para cada cenário.

Tabela 13 – Custo de Δv (m/s) para diferentes tempos de implantação (baixo empuxo).

Satélite	Ângulo Alvo	1 Dia (m/s)	7 Dias (m/s)	27,5 Dias (m/s)
Satélite A	0°	0,00	0,00	0,00
Satélite B	+72°	74,51	10,64	2,71
Satélite C	+144°	149,02	21,29	5,42
Satélite D	−144°	149,02	21,29	5,42
Satélite E	−72°	74,51	10,64	2,71

A análise da tabela evidencia a relação de troca fundamental nas manobras de baixo empuxo, em que o custo em propelente diminui drasticamente à medida que o tempo disponível para a manobra aumenta.

Adicionalmente, esta comparação de cenários reforça a validade do modelo de manobras impulsivas como uma ferramenta de primeira aproximação. Embora a trajetória e o custo real em Δv sejam diferentes para sistemas de baixo empuxo devido às perdas por gravidade, o cálculo impulsivo fornece uma estimativa rápida e útil da energia mínima teórica da transferência. Ele serve, portanto, como um ponto de partida valioso no projeto e na otimização de trajetórias complexas de baixo empuxo.

• MANOBRAS DE FASEAMENTO

– Aproximação Realística do Tempo de Manobra

As durações de manobra calculadas anteriormente representam o tempo contínuo de propulsão, ou seja, o sistema propulsivo ligado constantemente. No entanto, uma análise de missão realista deve considerar as restrições operacionais do satélite, principalmente a disponibilidade de energia elétrica (LARSON, 1999).

Para um satélite em órbita baixa, a trajetória passa por ciclos de luz solar e eclipse a cada revolução. Como a propulsão elétrica, e frequentemente os sistemas de controle de atitude para manobras, dependem da energia gerada pelos painéis solares, as queimas só podem ser executadas durante os períodos de iluminação solar, conforme prescrito em Cenário 3: Manutenção Orbital da Constelação. Como uma aproximação comum para LEO, considera-se que o satélite passa cerca de dois terços (2/3) de sua órbita sob luz solar e um terço (1/3) em eclipse ([CAPPELLETTI, 2021](#)).

Isso significa que o tempo de calendário necessário para completar uma manobra é maior do que a sua duração teórica. A duração real em calendário para o comissionamento completo da constelação pode ser estimada da seguinte forma:

$$D_{\text{calendário}} = \frac{D_{\text{Manobra}}}{F_{\text{operacional}}}$$

Onde:

- $D_{\text{calendário}}$ - Duração de Calendário: Duração da manobra no calendário programático da missão.
- D_{Manobra} - Duração da Manobra: O tempo total calculado para a fase de deriva/propulsão (27,5 dias).
- $F_{\text{operacional}}$: A fração do tempo em que as manobras podem ser executadas (neste caso, $\approx 2/3$).

Aplicando os valores:

$$D_{\text{calendário}} \approx \frac{27,5 \text{ dias}}{2/3} \approx 41,25 \text{ dias}$$

Portanto, ao levar em conta as restrições de energia, uma estimativa mais realista para o tempo de implantação da constelação é de aproximadamente 42 dias. Esta análise destaca a diferença crítica entre o tempo de manobra teórico e o tempo de missão prático.

• ARRASTO DIFERENCIAL

Uma abordagem consolidada para as manobras de faseamento e manutenção da formação de constelações em Órbita Terrestre Baixa (LEO), particularmente aplicável a cubesats com sistemas de propulsão limitados ou inexistentes, consiste no emprego do arrasto atmosférico diferencial. Essa técnica utiliza a força de arrasto, uma perturbação orbital dominante em LEO, transformando um efeito tipicamente prejudicial em um mecanismo de missão para o ajuste do faseamento entre os satélites da constelação.

O princípio do arrasto diferencial se baseia no controle da aceleração de arrasto, que é governada pelo coeficiente balístico do satélite (β). Ao alterar a atitude do satélite, modifica-se a área exposta, controlando assim a magnitude da força de arrasto. O coeficiente balístico é definido por (LARSON, 1999):

$$\beta = \frac{m}{C_D A} \quad (6.13)$$

Onde:

- C_B : Coeficiente balístico (m^2/kg). Um valor maior implica em uma maior aceleração de arrasto.
- C_D : Coeficiente de arrasto (adimensional), dependente da geometria e das propriedades de superfície do satélite.
- A : Área da seção transversal exposta à direção do movimento (m^2). Este é o parâmetro ativamente controlado pela atitude do satélite para modular o arrasto.
- m : Massa do satélite (kg).

Ao controlar um satélite para uma atitude de maior arrasto, seu decaimento orbital é acelerado, resultando em uma diminuição do semieixo maior e, conseqüentemente, em um período orbital menor (NASA, 2017b). Isso faz com que o satélite avance em relação a outro satélite na mesma órbita que mantém uma configuração de baixo arrasto. Esta metodologia é utilizada com sucesso em constelações comerciais, como a Dove da Planet, representado na Figura 46 (Planet, 2017b).

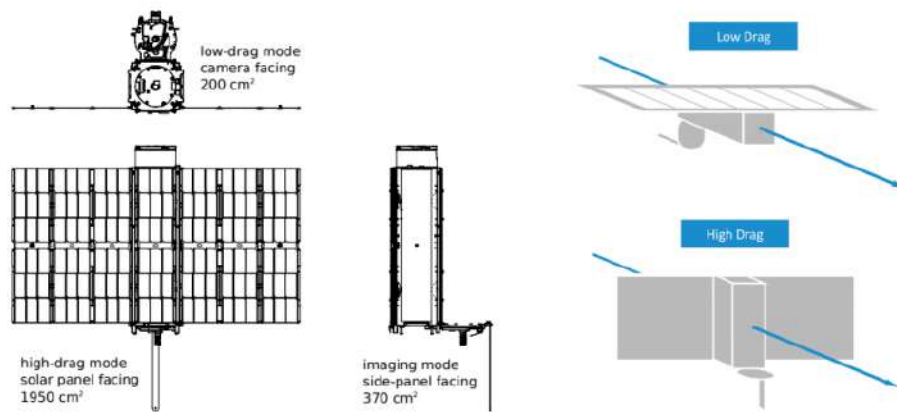


Figura 46 – Configurações de arrasto diferencial - Satélite Dove (Planet, 2017b)

Uma das vantagens desta estratégia é a economia de propelente durante a fase de comissionamento. Como o faseamento é alcançado passivamente, não é necessário o uso de um sistema propulsivo. Isso permite que os satélites da constelação já possam realizar operações, como o monitoramento da Amazônia Azul, enquanto o espaçamento

orbital desejado é gradualmente estabelecido. Adicionalmente, o controle de atitude para gerenciar a área de arrasto também pode ser empregado para diminuir a probabilidade de colisão com detritos espaciais (HÜLSMANN, 2019).

Devido à complexidade dos modelos atmosféricos e suas variações temporais, uma análise puramente analítica do arrasto diferencial torna-se de alta complexidade. Por isso, as simulações para o arrasto diferencial foram realizadas utilizando o software STK (*Systems Tool Kit*).

A estratégia de arrasto diferencial para a constelação Arara é definida da seguinte forma:

- Satélite A (Referência): Mantém a menor área de arrasto possível, servindo como o ponto de referência que decai mais lentamente.
- Satélites B, C, D e E: São configurados com áreas de arrasto progressivamente maiores para atingirem as separações de fase de 72° , 144° , 216° e 288° , respectivamente, em tempos diferentes.

A configuração de arrasto diferencial dos satélites podem ser representadas graficamente em Figura 47 e a Tabela 14 contém seus dados de angulo referente ao vetor velocidade

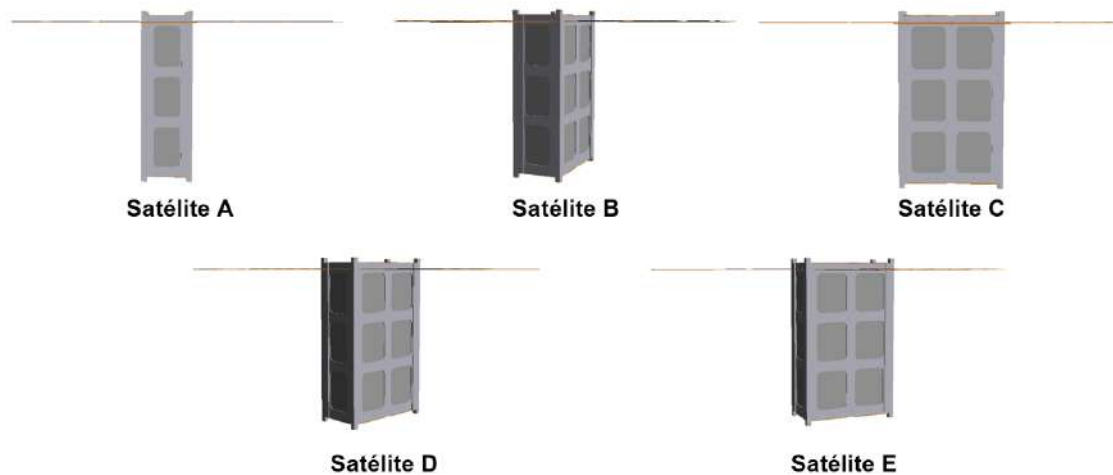


Figura 47 – Configurações de Arrasto Diferencial - Constelação Arara

Assumindo uma massa de 12 kg para cada satélite e C_d igual 2,2, podemos calcular o coeficiente balístico

A simulação foi iniciada em 1 de janeiro de 2025, 15:00 UTC, com os satélites sendo inseridos a partir de uma órbita nominal de 545 km com 5 segundos de separação temporal entre eles. Foram utilizados os seguintes modelos de força de alta fidelidade com o propagador HPOP:

Tabela 14 – Configuração de Área de Arrasto para os Satélites da Constelação Arara.

Satélite	Ângulo de Vôo	Área de Arrasto (cm²)
Satélite A	0°	463,17
Satélite B	22,5°	780,744
Satélite C	90°	915,440
Satélite D	45°	977,887
Satélite E	67,5°	1022,432

Tabela 15 – Relação de Massa e Área dos Satélites.

Satélite	Massa (kg)	Area (m²)	Coefficiente Balístico β (m²/kg)
Satélite A	12	0,0463167	117,77
Satélite B		0,0780744	69,86
Satélite C		0,091544	59,58
Satélite D		0,0977887	55,78
Satélite E		0,1022432	53,35

- Modelo Gravitacional:
Modelo EGM2008, incluindo a perturbação de corpo terceiro da Lua e do Sol (AGI, 2024).
- Modelo Atmosférico:
Modelo de densidade Jacchia-Roberts, utilizando os níveis de fluxo solar previstos para o ano de 2025, ilustrado em Figura 48.

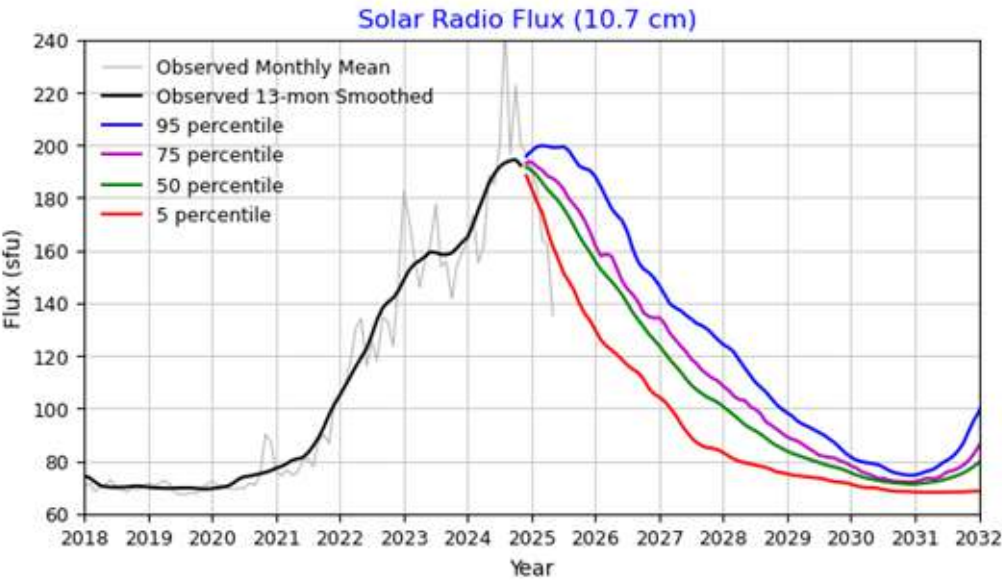


Figura 48 – Variação do luxo solar 10,7cm ao longo dos anos (NASA, 2025)

A simulação foi propagada até que cada satélite atingisse sua separação angular de

projeto de 72 graus. A Tabela 16 mostra a data do evento e o semieixo maior do satélite naquele instante. Estes eventos também podem ser vistos no gráfico da Figura 49

Tabela 16 – Datas dos Eventos de Faseamento e Semieixo Maior no Momento do Evento.

Satélite	Data do Evento	Semieixo Maior (km)
Satélite A	01 de Janeiro	6923,14
Satélite B	25 de Março	6915,21
Satélite C	28 de Abril	6913,11
Satélite D	09 de Junho	6911,23
Satélite E	16 de Julho	6909,52

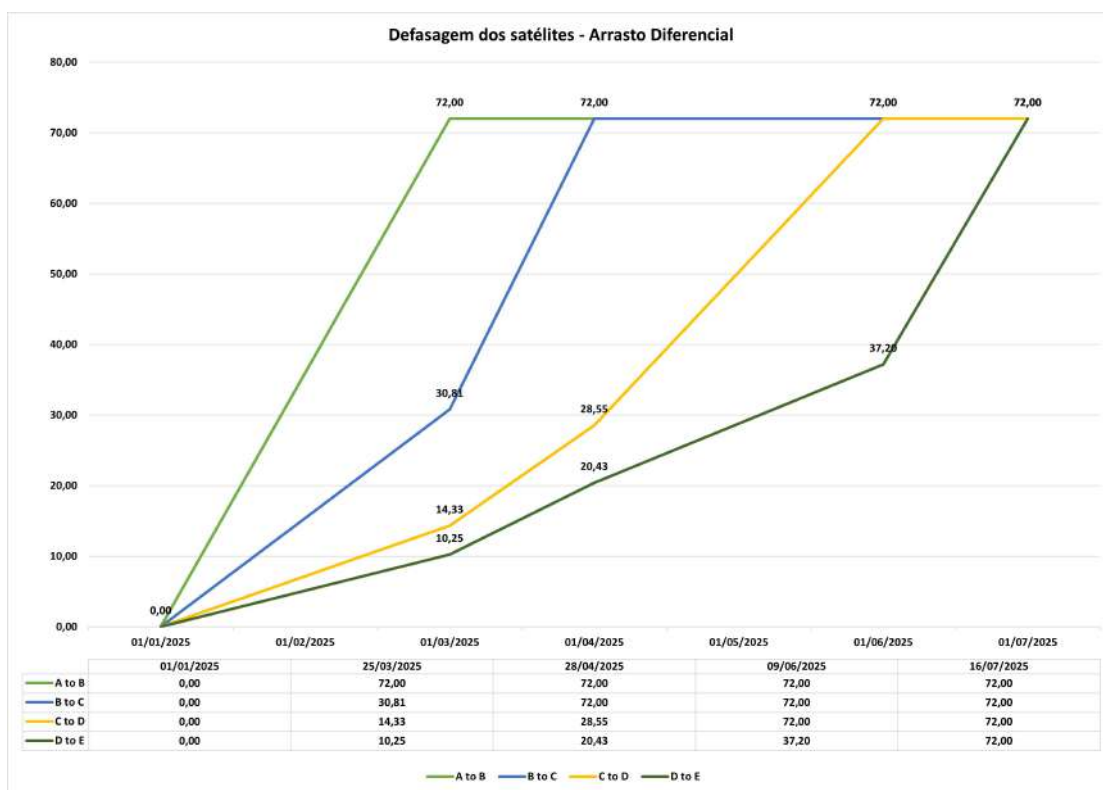


Figura 49 – Comportamento de faseamento dos satélites ao longo dos eventos de arrasto

No dia de cada evento, para estabilizar a constelação, o satélite correspondente deve executar uma manobra propulsiva para retornar à órbita nominal de 545 km.

O modelo apropriado para esta manobra entre duas órbitas circulares próximas utilizando sistemas propulsivos de baixo empuxo pode ser aproveitado dos modelos analíticos de Edelbaum, como visto nas Equação 6.4 e Equação 6.7. O custo em ΔV para cada satélite é apresentado na Tabela 17.

Considerando o início da simulação em 1 de janeiro de 2025 e o último evento de estabilização em 16 de julho de 2025, o tempo total para o comissionamento completo da constelação por meio de arrasto diferencial é de 197 dias.

Tabela 17 – Custo em ΔV e Duração da Queima para as Manobras de Estabilização.

Satélite	ΔV Total (m/s)	Tempo de Queima (horas)
Satélite A	0,00	0
Satélite B	4,56	10,8
Satélite C	5,75	14,3
Satélite D	6,82	17,1
Satélite E	7,80	19,9

Durante este longo período, a constelação já estaria apta a conduzir operações preliminares, como o monitoramento da Amazônia Azul, demonstrando a grande vantagem operacional e de economia de propelente desta estratégia. A performance de monitoramento da constelação pode ser vista no gráfico da [Figura 50](#)

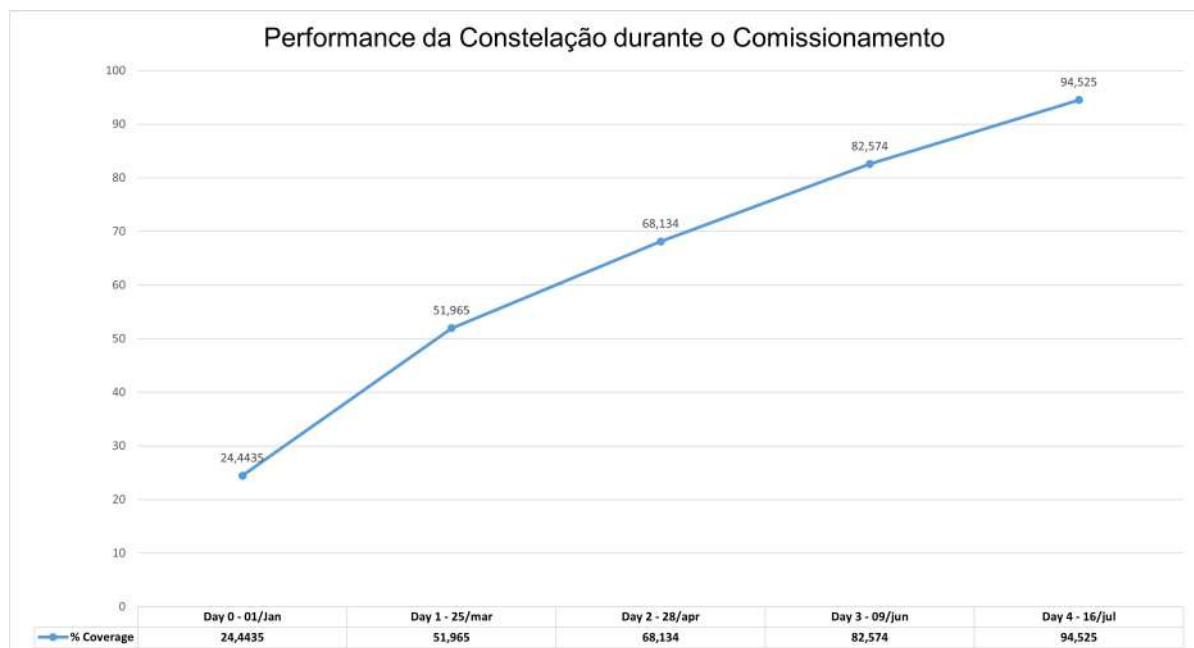


Figura 50 – Performance de cobertura monitorada pela Constelação ao longo do tempo de Comissionamento

A Figura 51 apresenta, de forma gráfica, uma visualização da configuração de voo da constelação ao longo dos eventos de arrasto diferencial, no período de 01 de janeiro a 16 de julho.

6.2.1.3 Manutenção de Órbita (*Stationkeeping*):

A manutenção de órbita, ou *station keeping*, é o conjunto de manobras de propulsão necessárias para manter um satélite em sua órbita nominal, corrigindo desvios causados por diversas forças perturbadoras. Embora um satélite seja inicialmente inserido em sua órbita correta, ele sofre um desvio progressivo ao longo do tempo devido a fenômenos naturais como perturbações gravitacionais do Sol e da Lua, a pressão da radiação solar

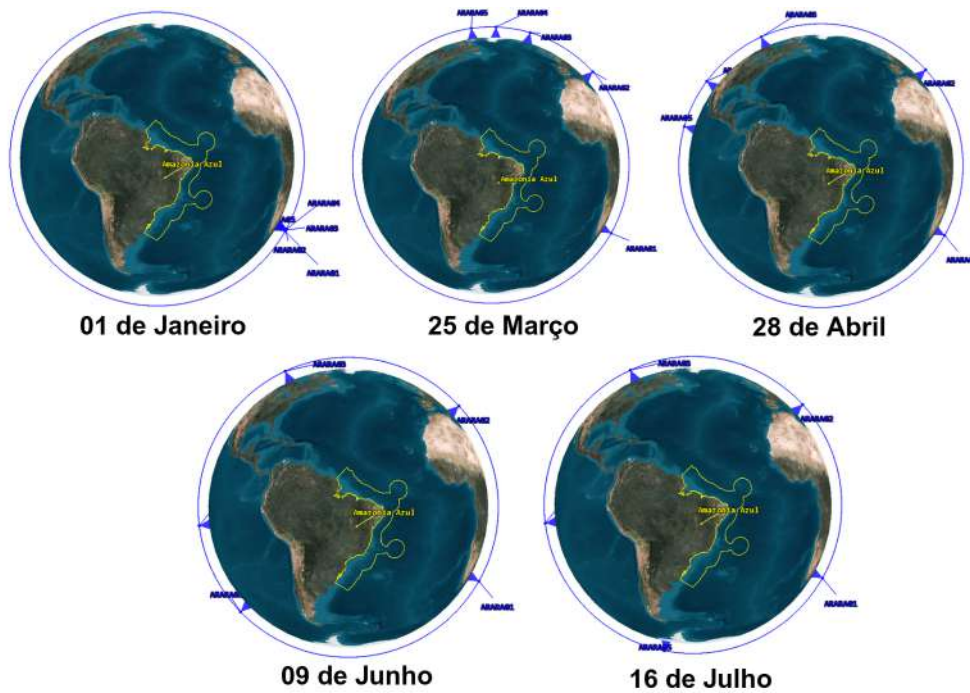


Figura 51 – Comportamento da configuração orbital da constelação ao longo do comissionamento

e as anomalias do campo gravitacional terrestre (causadas pelo fato de a Terra não ser uma esfera perfeita). As correções orbitais são tipicamente realizadas através da queima de pequenos propulsores ou foguetes a bordo do satélite (MAINI, 2011).

Para a constelação Arara, que opera em Órbita Terrestre Baixa (LEO), o principal fator de perturbação é o arrasto atmosférico, que causa o decaimento da altitude (MAISONOBE, 2023). O *station keeping* é geralmente dividido em duas categorias principais (LARSON, 1999):

- **Manutenção Leste-Oeste:** Esta manobra corrige o semieixo maior e a excentricidade da órbita, controlando a posição do satélite ao longo de sua trajetória. É usada para compensar perturbações que causam desvios na longitude do satélite, como a assimetria do campo gravitacional terrestre e a pressão da radiação solar. Em órbitas LEO, a principal função da manutenção Leste-Oeste é a compensação do arrasto atmosférico, elevando a altitude do satélite para evitar o decaimento orbital.
- **Manutenção Norte-Sul:** Esta manobra é responsável por corrigir a inclinação orbital. As forças gravitacionais exercidas pelo Sol e pela Lua tendem a alterar o plano orbital de um satélite ao longo do tempo. A manutenção Norte-Sul aplica empuxo fora do plano da órbita para anular essa perturbação e manter a inclinação no valor desejado. Para satélites geoestacionários, esta é a manobra que consome a maior parte do propelente.

Após a separação inicial, os satélites da constelação Arara se posicionarão com uma defasagem de 72 graus entre si. Assumindo que todos possuam um coeficiente balístico similar, o efeito do arrasto atmosférico será praticamente o mesmo para todos. Isso resultará em um decaimento de altitude uniforme em toda a constelação, preservando o espaçamento relativo entre os satélites.

Portanto, a principal preocupação com o *station keeping* da Constelação Arara é a manutenção de sua altitude de projeto de 545 km. Essa altitude é crucial para garantir os requisitos de cobertura e revisita da missão de monitoramento da Amazônia Azul.

Para quantificar a necessidade de propelente, o decaimento orbital foi simulado no software STK (*Systems Tool Kit*) utilizando a ferramenta *Lifetime*. Na simulação, foram adotados parâmetros de pior caso para o decaimento, considerando a atividade solar prevista para o ano de 2025. Os parâmetros utilizados estão detalhados na Tabela 18.

Tabela 18 – Parâmetros de entrada para a simulação de decaimento no STK.

Parâmetro	Valor Utilizado
Coeficiente de Arrasto (C_d)	2,2
Área de Arrasto	1022,43 cm ²
Massa do Satélite	12 kg
Modelo Atmosférico	Jacchia-Roberts

Com base nesses parâmetros, foi possível modelar o ΔV necessário para diferentes estratégias de manutenção de altitude. A Tabela 19 detalha o ΔV anual requerido em função da altitude mínima permitida antes de cada manobra de correção. Por exemplo, se a manobra for realizada sempre que o satélite decair 1 km (atingindo 544 km), serão necessárias aproximadamente 52 manobras por ano, totalizando um ΔV de 28,68 m/s.

A escolha de avaliar o decaimento até a altitude de 530 km para os cálculos de *station keeping* é estratégica. Este valor representa o limite mínimo de altitude no qual a constelação ainda consegue manter uma cobertura superior a 90% do território da Amazônia Azul como apresentado na Figura 33. Abaixo desse limiar, o desempenho da missão é drasticamente reduzido, comprometendo os requisitos de cobertura.

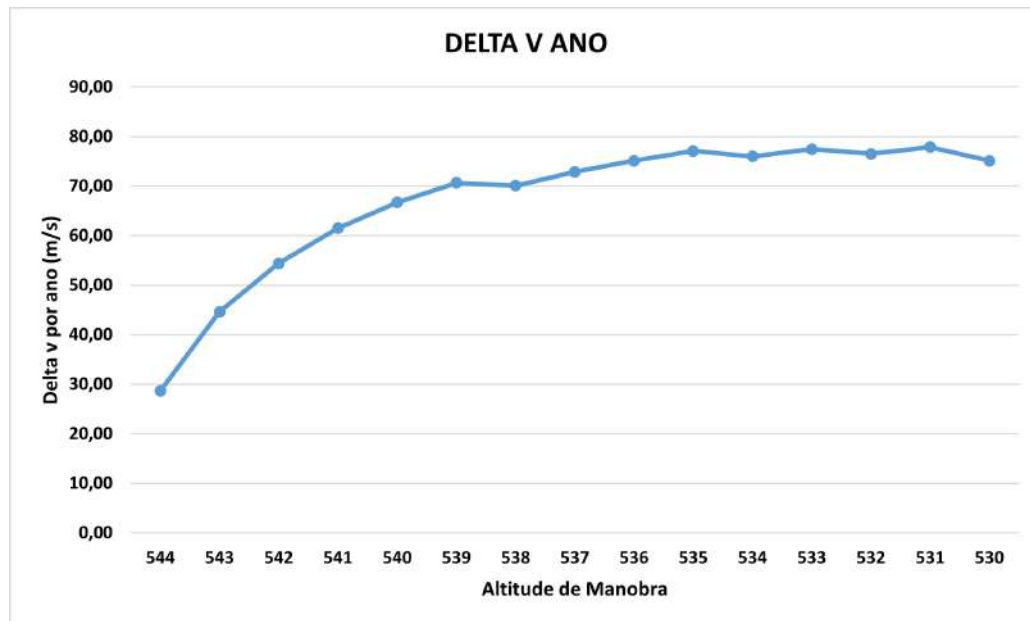
A representação gráfica do ΔV anual em função da faixa de altitude permitida pode ser observada na Figura 52.

Os resultados obtidos na simulação com o STK são consistentes com os dados encontrados na literatura para satélites em condições orbitais e atmosféricas similares, como pode ser visto na Figura 53, que apresenta o ΔV necessário para compensação de arrasto em função da altitude e do coeficiente balístico.

Pode-se concluir que o arrasto atmosférico é, de fato, o fator dominante para o

Tabela 19 – Cálculo de ΔV anual para diferentes altitudes de decaimento.

Altitude (km)	Dias até Decaimento	Manobras por Ano	ΔV por Manobra (m/s)	ΔV Anual (m/s)
544	7	52,14	0,55	28,68
543	9	40,56	1,10	44,61
542	11	33,18	1,64	54,42
541	13	28,08	2,19	61,49
540	15	24,33	2,74	66,67
539	17	21,47	3,29	70,64
538	20	18,25	3,84	70,08
537	22	16,59	4,39	72,83
536	24	15,21	4,94	75,13
535	26	14,04	5,49	77,07
534	29	12,59	6,04	76,02
533	31	11,77	6,58	77,47
532	34	10,74	7,13	76,54
531	36	10,14	7,68	77,87
530	40	9,13	8,23	75,10

Figura 52 – Relação entre o ΔV anual e a altitude mínima de operação antes da manobra de correção.

projeto do subsistema de propulsão da constelação Arara. A definição da estratégia de manutenção de órbita, ou seja, com que frequência e com qual intensidade as manobras serão realizadas, impactará diretamente o consumo de propelente e, consequentemente, a vida útil da missão.

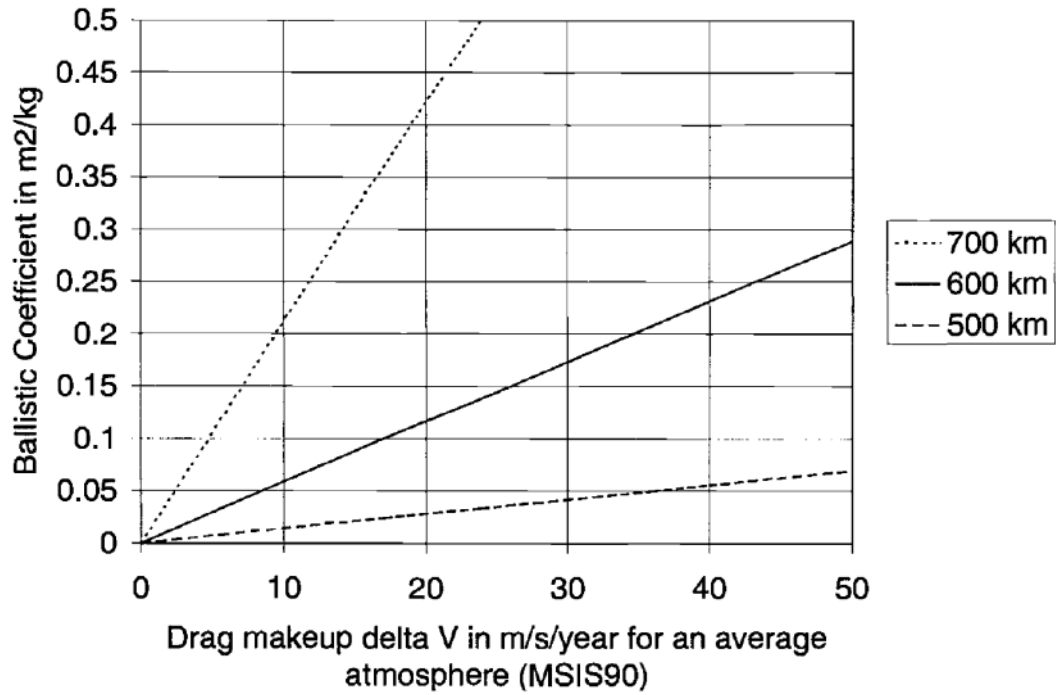


Figura 53 – ΔV para compensação de arrasto (*drag makeup*) em uma atmosfera média, modelo MSIS-90 ($F_{10.7} = 150$, $a_p = 15$), para várias altitudes e relações de $C_d A/m$ (CHOBOTOV, 2002).

6.2.1.4 Descarte de Fim de Vida (End-of-Life):

Para cumprir as diretrizes de mitigação de detritos espaciais, como a norma da FCC (Comissão Federal de Comunicações dos EUA), a reentrada orbital do satélite deve ocorrer em, no máximo, 5 anos após o fim de suas operações (FCC, 2022).

O fim das operações é definido como o momento em que o satélite não é mais capaz de cumprir sua missão, seja por razões programáticas ou por falhas sistêmicas, como a degradação de componentes críticos como baterias e painéis solares.

O decaimento orbital de um satélite é influenciado por diversos fatores ao longo de sua vida operacional: o arrasto atmosférico, as irregularidades do campo gravitacional, a pressão da radiação solar e os efeitos eletromagnéticos. Essas forças removem energia do movimento orbital, causando o decaimento (LARSON, 1999). Para satélites em Órbita Terrestre Baixa (LEO), como os da Constelação Arara, o arrasto atmosférico é o fator predominante (MAISONOBE, 2023).

O arrasto atmosférico é uma força resistiva que atua na direção oposta ao movimento orbital do satélite, levando à dissipação de energia e, consequentemente, ao decaimento da órbita. Este efeito é influenciado principalmente por dois fatores: a altitude do satélite e sua área de arrasto (CAPPELLETTI, 2021). A altitude determina a densidade atmosférica — altitudes mais baixas correspondem a densidades mais altas e, portanto, maior arrasto. A área de arrasto, por sua vez, está associada à superfície do satélite ex-

posta ao fluxo atmosférico, onde uma área maior intensifica a desaceleração orbital, como apresentado na [Equação 6.13](#).

A atividade solar também possui um impacto direto no decaimento. Um aumento no fluxo de rádio solar F107cm intensifica a interação das partículas solares com a atmosfera terrestre, provocando um aumento da sua densidade. Uma atmosfera mais densa leva a uma maior dissipação de energia do satélite. Como a força de arrasto é diretamente proporcional à densidade atmosférica, períodos de alta atividade solar aceleram o decaimento do satélite, exemplificado na [Figura 48](#).

Para estimar o tempo de vida de um satélite, é prática comum assumir um valor médio para sua seção transversal de arrasto ao longo do período operacional. Para o caso deste trabalho, foi utilizada uma média das áreas do satélite, conforme apresentado na [Tabela 20](#).

Tabela 20 – Parâmetros de entrada para a simulação de decaimento no STK.

Parâmetro	Valor Utilizado
Coefficiente de Arrasto (C_d)	2,2
Área de Arrasto	831.934 cm ²
Massa do Satélite	12 kg
Modelo Atmosférico	Jacchia-Roberts

Com isso, utilizamos novamente a ferramenta *Lifetime* do software STK para calcular qual seria a altitude alvo para que o satélite decaia naturalmente dentro do prazo de 5 anos. Para esta análise, consideramos o fim do tempo de vida útil como o momento em que o satélite atinge uma altitude de 300 km ([MAISONOBE, 2023](#)). Esta altitude é frequentemente adotada como um limite prático, pois abaixo dela o decaimento se torna extremamente rápido e a velocidade angular do satélite em relação ao solo dificulta o rastreamento por estações terrenas, sendo um fator limitante para muitos sistemas de apontamento. A simulação indicou que, para o decaimento ocorrer de uma altitude de 300 km em 5 anos, o satélite deve ser colocado em uma órbita inicial de manobra com apogeu de 520 km, como apresentado na [Figura 54](#).

Para determinar o ΔV necessário para essa manobra de reentrada, foram utilizadas as equações de Eldebaum, apresentadas em [Equação 6.4](#). O cálculo visa reduzir o perigeu da órbita de 545 km para 520 km, iniciando o processo de decaimento passivo.

Com isso, o satélite deverá realizar uma queima de propulsor para gerar uma variação de velocidade de:

$$\Delta V_{\text{reentrada}} = 13,74 \text{ m/s} \quad (6.14)$$

Esta manobra garantirá que sua reentrada na atmosfera ocorra de forma natural, dentro do prazo de 5 anos estipulado pela diretriz da FCC.

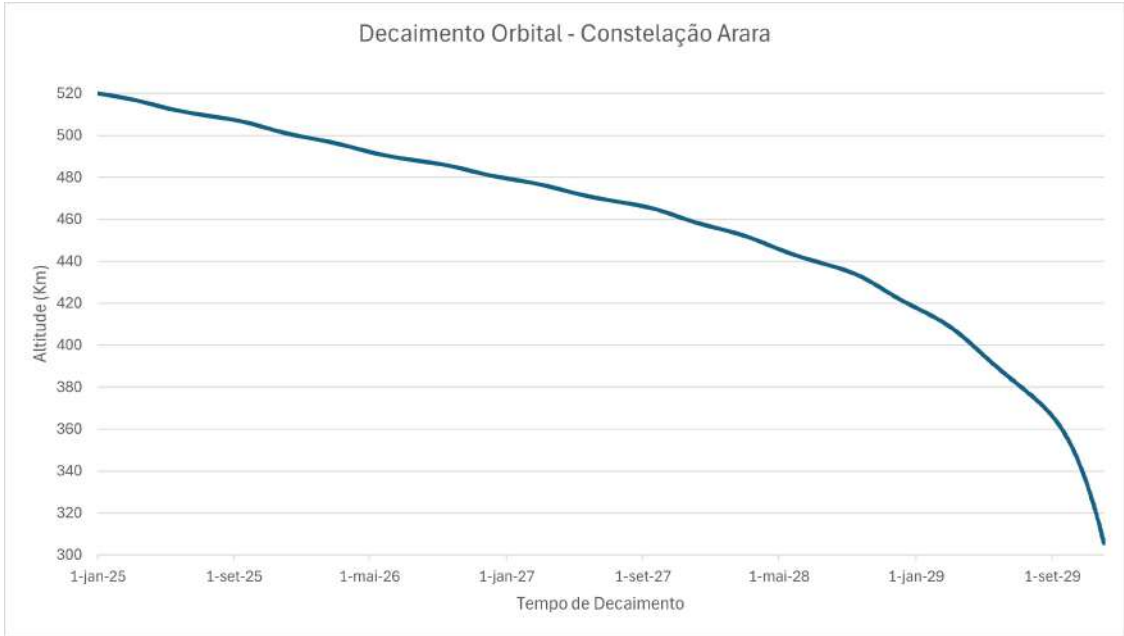


Figura 54 – Simulação do decaimento orbital a partir de 520 km, demonstrando a reentrada em menos de 5 anos..

6.2.2 Sumário do Budget e seleção de Propulsores

Após os cálculos detalhados do *budget* de ΔV , os piores casos para cada fase da missão foram consolidados. A Tabela 21 apresenta o resumo desses valores, culminando no requisito total de ΔV para a missão.

Tabela 21 – Sumário do budget de ΔV para a Constelação Arara.

Fase da Missão	ΔV de Queima (m/s)
Inserção Orbital e Ajuste de Altitude	13,74
Comissionamento (Arrasto Diferencial)	7,8
Station Keeping (5 anos de operação)	375,5
Manobra de Fim de Vida	13,74
Total de ΔV (com 10% de margem)	451,85

Podemos ver que o sistema propulsivo da Constelação Arara demanda um mínimo de 451,85 m/s de ΔV acumulado. Para avaliar a viabilidade deste requisito, foi realizado um *benchmark* com três propulsores de baixo empuxo, de empresas líderes no mercado de sistemas propulsivos para CubeSats. A análise comparativa é apresentada na Tabela 22.

Tabela 22 – Benchmark de sistemas de propulsão comerciais para CubeSats.

Fabricante	Modelo	Empuxo	Impulso Específico (s)	Volume	Massa (kg)	Massa Propelente (g)	ΔV Total (m/s)
ThrustMe	NPT30-I2	1,3 mN	2400	1U	1,2	240	475,49
Enpulsion	Nano AR3	0,35 mN	3000	1U	1,3	220	544,37
Pale Blue	ResistorJet PBR-20	1 mN	3000	1U+	1,5	200	494,46

A análise de mercado demonstra que o *budget* de ΔV calculado para a Constelação Arara é realista e compatível com as soluções tecnológicas atualmente disponíveis. Os sistemas de propulsão avaliados não só atendem como superam o requisito de 451,85 m/s, confirmando que a implementação da missão é tecnicamente viável com componentes comerciais.

7 Conclusão

Este trabalho teve como propósito a análise e o design de um projeto de missão espacial voltado ao monitoramento da Amazônia Azul, uma vasta extensão marítima sob jurisdição brasileira, cuja importância geoestratégica abrange segurança nacional, biodiversidade, exploração de recursos naturais e controle ambiental. A missão proposta, denominada Constelação Arara, alinha-se aos objetivos do Programa SisGAAz (Sistema de Gerenciamento da Amazônia Azul) e ao Plano Estratégico de Defesa Nacional, consolidando-se como uma resposta tecnológica à necessidade de vigilância contínua e soberania sobre o território marítimo brasileiro.

A primeira etapa do estudo consistiu na contextualização da missão no cenário político-estratégico brasileiro, destacando a importância de sistemas espaciais dedicados à observação da região oceânica. Tal abordagem reforça o papel do setor espacial como vetor da soberania nacional e da integração entre defesa e ciência. A missão Arara foi concebida com o objetivo de prover uma solução eficiente e escalável, capaz de atender a requisitos operacionais rigorosos, como cobertura diária, alta revisitabilidade e capacidade de detecção de mudanças ambientais ou movimentações antrópicas em tempo quase real.

Com base nesse cenário, foi construída uma estrutura de requisitos bem definida, segmentada em três níveis — requisitos de usuário, de missão e de sistema —, organizados segundo o ciclo de vida do produto. Essa abordagem permitiu o refinamento progressivo das necessidades do sistema, conectando diretamente os objetivos estratégicos do Brasil aos parâmetros técnicos da constelação. Essa hierarquização foi essencial para garantir a rastreabilidade das decisões de projeto e estabelecer uma base sólida para as análises subsequentes.

A arquitetura geral da missão foi desenvolvida a partir de uma abordagem sistêmica, envolvendo o design preliminar dos satélites, a definição do segmento de solo e a modelagem da dinâmica orbital. A constelação foi projetada considerando aspectos como número ótimo de satélites, altitude, inclinação orbital e distribuição temporal entre os planos orbitais. Para validar essas decisões, foram realizadas simulações paramétricas utilizando o software *Systems Tool Kit (STK)*, que permitiram avaliar o desempenho da constelação em termos de cobertura, frequência de revisita e visibilidade da região da Amazônia Azul. Os resultados demonstraram a viabilidade da arquitetura proposta, garantindo a eficácia da missão no atendimento aos requisitos definidos.

Outro ponto de destaque foi o dimensionamento do *budget* de ΔV , que considerou as principais manobras orbitais ao longo do ciclo de vida da missão, incluindo inserção orbital, manutenção (*station keeping*) e descarte ao fim da vida útil dos satélites. Essa

análise foi integrada ao conceito de operações (CONOPS) da missão, assegurando que os satélites possuam capacidade propulsiva suficiente para garantir a longevidade e o controle orbital necessário. A comparação com sistemas comerciais de propulsão aplicáveis a CubeSats evidenciou a compatibilidade técnica entre o ΔV requerido e as soluções atualmente disponíveis no mercado.

Com isso, o trabalho conseguiu não apenas propor uma constelação adequada para o monitoramento da Amazônia Azul, mas também validar sua performance operacional, demonstrar sua viabilidade técnica e estabelecer os fundamentos para seu desenvolvimento detalhado. Foram cumpridas, portanto, todas as etapas essenciais de uma análise end-to-end, indo desde o entendimento do problema até a consolidação de parâmetros de engenharia críticos para a missão.

Como perspectivas futuras, destaca-se a necessidade de aprofundar o dimensionamento dos demais subsistemas dos satélites, como os módulos de geração e armazenamento de energia, comunicações, controle térmico e controle de atitude. Tais subsistemas deverão ser integrados com base no CONOPS e nos parâmetros orbitais aqui definidos, de modo a formar uma plataforma completa e pronta para missão. Além disso, recomenda-se a análise de custos, avaliação de riscos e estratégias de mitigação, bem como a proposição de parcerias institucionais e comerciais que viabilizem a implementação do projeto em âmbito nacional.

Referências

Aerospace Dragonfly. *CHAMELEON SWIR - Superior short-wave infrared technology for CubeSats*. 2024. <<https://dragonflyaerospace.com/products/chameleon-swir/>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 3 vezes nas páginas 15, 19 e 49.

AGI. *Systems Tool Kit (STK)*. 2024. <<https://www.agi.com/new-stk/stk-12-2>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 71 e 103.

ALTAIR. Parametric analysis vs. optimization. 2021. Citado na página 71.

ANDRADE, I. d. O.; ROCHA, A. J. R. d.; FRANCO, L. G. A. Blue amazon management system (sisgaaz): sovereignty, surveillance and defense of the brazilian jurisdictional waters. Instituto de Pesquisa Econômica Aplicada (Ipea), 2021. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 29.

Antonio Ciccolella - ESA. *MISSION ANALYSIS ASPECTS FOR EARTH OBSERVATIONS MISSIONS*. 2021. <<https://www.summerschoolalpbach.at/docs/2010/lectures/Ciccolella.pdf>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado na página 70.

BATE DONALD MUELLER, J. W. R. *Fundamentals of Astrodynamics*. [S.l.]: Dover Publications, 1971. Citado na página 90.

CAPPELLETTI, C. Cubesat missions and applications. In: ELSEVIER (Ed.). *CubeSat Handbook: From Mission Design to Operations*. London: Academic Press, 2021. p. 67–68. Citado 15 vezes nas páginas 15, 31, 41, 42, 43, 44, 46, 51, 54, 56, 57, 60, 87, 100 e 109.

CHOBOTOV, V. A. *Orbital Mechanics*. [S.l.]: AIAA, 2002. Citado 5 vezes nas páginas 17, 89, 91, 92 e 109.

CURTIS, H. D. *Orbital Mechanics for Engineering Students*. [S.l.]: Elsevier, 2010. Citado 4 vezes nas páginas 16, 94, 95 e 96.

DOrbit. *Space Transportation (re)Invented*. 2025. <<https://www.dorbit.space/launch-deployment>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 78.

ECSS. *Ground systems and operations*. 2008. <<https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-70c-ground-systems-and-operations/>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado na página 79.

ECSS. Ecss-m-st-10c rev.1 – project planning and implementation. ECSS, European Cooperation for Space Standardization, 2009. Citado 4 vezes nas páginas 15, 40, 77 e 79.

ECSS. Ecss-e-hb-10-02a-space engineering - verification guideline. ECSS, European Cooperation for Space Standardization, 2010. Citado na página 43.

ECSS. *Document Tree - European Cooperation for Space Standardization*. 2024. <<https://ecss.nl/standards/ecss-tree/>>. Acesso em: 02 fev. 2025. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 41.

ENDUROSAT. *Endurosat - Satellite and SaceMissions*. 2025. <<https://www.endurosat.com/>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 57.

European Space Imaging. *Short-Wave Infrared Satellite Imagery*. 2024. <<https://www.euspaceimaging.com/swir/>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 49.

FCC. *FCC Adopts New '5-Year Rule' for Deorbiting Satellites*. 2022. <<https://www.fcc.gov/document/fcc-adopts-new-5-year-rule-deorbiting-satellites>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 81 e 109.

FORTESCUE, P. *Spacecraft Systems Engineering*. [S.l.]: Wiley, 2011. Citado na página 88.

GRIFFIN, M. D.; FRENCH, J. R. *Space Vehicle Design*. 2. ed. Reston, VA: AIAA Education Series, 2004. Citado na página 77.

H. A. Harahsheh. Oil spill detection and monitoring of abu dhabi coastal zone using kompsat-5 sar imagery. *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, XLI-B8, p. 7, 2016. Citado na página 76.

HÜLSMANN, M. *Debris collision avoidance by means of attitude control-in-flight demonstration with TET-1*. 2019. <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2468896719300904>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado na página 102.

INCOSE. *INCOSE SYSTEMS ENGINEERING HANDBOOK*. 3. ed. United States: INCOSE, 2006. Citado 3 vezes nas páginas 15, 37 e 38.

J. I. F. Grishin S.D., Lysovoi V.T. *Space Systems for Earth Remote Sensing*. [S.l.]: Space Technology Library, 1993. Citado na página 67.

James Webb Discovery. *Safely Removing Satellites: The Process of De-orbiting*. 2018. <<https://www.jameswebbdiscovery.com/satellite-technology/safely-removing-satellites-the-process-of-de-orbiting>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado na página 81.

JAXA. *KiboCUBE Systems Engineering Academy*. 2025. <https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/access2space4all/KiboCUBE_Academy_Webinars.html>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 7 vezes nas páginas 15, 16, 51, 53, 54, 55 e 59.

KILIC, C. *Mission Analyses of a Double Unit CubeSat BeEagleSat*. [S.l.]: ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY, 2014. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 91.

LARSON, J. R. W. W. J. *Space Mission Analysis and Design*. 3. ed. California: Space Technology Library, 1999. Citado 24 vezes nas páginas 15, 30, 35, 42, 43, 48, 51, 53, 55, 56, 59, 63, 65, 68, 70, 76, 77, 81, 87, 88, 99, 101, 106 e 109.

MAINI, A. K. *Satellite Technology - Principles and Applications*. [S.l.]: Wiley, 2011. Citado na página 106.

MAISONOBE, L. *Very low thrust station-keeping for low Earth orbiting satellites*. [S.l.]: Elsevier, 2023. Citado 3 vezes nas páginas 106, 109 e 110.

Marinha do Brasil. Fab lança primeiros satélites do projeto lessonia - 1. FAB-Mil, 2020. Citado na página 30.

Marinha do Brasil. Plano estratégico da marinha do brasil - pem2040. Estado Maior da Armada, 2020. Citado na página 36.

Marinha do Brasil. *SisGAAz: Proteção e Monitoramento das Águas Jurisdicionais Brasileiras*. 2024. <<https://www.marinha.mil.br/sisgaaz-protecao-e-monitoramento-das-aguas-jurisdicionais-brasileiras>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado na página 30.

Ministério da Defesa. Livro branco de defesa nacional. Governo do Brasil, 2020. Citado 2 vezes nas páginas 123 e 125.

MIT. *Space Propulsion*. 2015. <https://ocw.mit.edu/courses/16-522-space-propulsion-spring-2015/7f725e54b9be201164d56ebbd5e08023_MIT16_522S15_Lecture6.pdf>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 98.

MOREIRA, J. V.; SILVA, W.; et al. Arara Constellation: A Cubesat Constellation for Monitoring the Blue Amazon. In: *Proceedings of the 75th International Astronautical Congress (IAC 2024)*. Milan, Italy: [s.n.], 2024. Citado 5 vezes nas páginas 15, 16, 31, 50 e 67.

NASA. *NASA Systems Engineering Handbook*. 1. ed. Whashington: nasa.gov, 2007. Citado 8 vezes nas páginas 15, 37, 39, 40, 42, 75, 76 e 87.

NASA. *CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*. [S.l.]: NASA, 2017. Citado na página 79.

NASA. *Differential Drag Demonstration: A Post-mission Experiment With The EO-1 Spacecraft*. 2017. <<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20170011151/downloads/20170011151.pdf>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado na página 101.

NASA. *State-of-the-Art of Small Spacecraft Technology*. [S.l.]: NASA, 2023. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 58.

NASA. *Orbital Elements*. 2024. <<https://spaceflight.nasa.gov/realdata/elements/graphs.html>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 3 vezes nas páginas 16, 63 e 78.

NASA. *Solar Cycle Progression and Forecast*. 2025. <<https://www.nasa.gov/solar-cycle-progression-and-forecast/>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 103.

NASA Space Systems Engineering CONOPS. *Scoping & Concept of Operations Scoping & Concept of Operations Module*. 2014. <<https://space.se.spacegrant.org/>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 75 e 79.

National Weather Service. *National Weather Service*. 2021. <<https://www.centraloklahomaweeklies.com/2021/06/03/national-weather-service-operations-as-normal-despite-covid-19-disruptions/>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 61.

Planet. Absolute radiometric calibration of planet dove satellites, flocks 2p & 2e. *PlanetLabs*, v. 1, p. 7, 2017. Citado 3 vezes nas páginas 16, 79 e 80.

Planet. *Constellation Phasing with Differential Drag on Planet Labs Satellites*. 2017. <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.A33927>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 101.

RESEARCH LABORATORY AIRFORCE. *AFRL, industry launch revolutionary spacecraft technology - Oscillating Heat Pipes*. 2021. <<https://www.afrl.af.mil/News/Article-Display/Article/2817283/afrl-industry-launch-revolutionary-spacecraft-technology-oscillating-heat-pipes/>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 58.

SAFRAN. *AXS Series Antenna for LEO satellites tracking*. 2024. <<https://www.google.com/url?sa=t&source=web&rct=j&opi=89978449&url=https://www.safran-group.com/download/media/1788&ved=2ahUKEwi2k5a5q6iLAXXmqpUCHapnIIMQFnoECBYQAQ&usg=AOvVaw3AsW0xBee6yiXDCqFW-RRk>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 3 vezes nas páginas 16, 19 e 62.

SANAD, E. S. et al. Tradeoffs for selecting orbital parameters of an earth observation satellite. In: MILITARY TECHNICAL COLLEGE. *The International Conference on Electrical Engineering*. [S.l.], 2012. v. 8, n. 8th International Conference on Electrical Engineering ICEENG 2012, p. 1–12. Citado 5 vezes nas páginas 19, 65, 66, 67 e 69.

SAVITRI, T. et al. Satellite constellation orbit design optimization with combined genetic algorithm and semianalytical approach. *International Journal of Aerospace Engineering*, Wiley Online Library, v. 2017, n. 1, p. 1235692, 2017. Citado na página 67.

SHAHAT, M. K.; YOUSEF, A. M. E.-s. Satellite orbit design and trade study analysis of a cubesat using stk. In: THE MILITARY TECHNICAL COLLEGE. *The International Undergraduate Research Conference*. [S.l.], 2022. v. 6, n. 6, p. 1–9. Citado na página 69.

Sky-Brokers. *Rideshare Missions*. 2025. <<https://sky-brokers.com/rideshare-missions/>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 89.

SOUZA, B. *Amazônia Azul: entenda por que o Brasil é maior do que está no mapa*. 2024. <<https://www.cnnbrasil.com.br/nacional/amazonia-azul-entenda-por-que-o-brasil-e-maior-do-que-esta-no-mapa/>>. Publicado em 24/06/2024. Acesso em: 24/08/2024. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 30.

SpaceX. *Smallsat Rideshare Program*. 2025. <<https://www.spacex.com/rideshare/>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado na página 78.

Telebras. *CONHEÇA O COPEOPERAÇÃO DOS SATÉLITES GEOESTACIONÁRIOS*. 2025. <<https://www.telebras.com.br/telebras-sat/conheca-o-cope/>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 60.

THAHEER, N. A. I. A. S. M. Orbit design and lifetime analysis of mysat: A 1u cubesat for electron-density measurement. *NatGrad Conference*, v. 4, p. 1–2, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 63 e 64.

ThrustMe. *ThrustMe Electric Propulsion System*. 2025. <<https://www.thrustme.fr/products/npt30-i2>>. Acesso em: 24 ago. 2024. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 56.

WERTZ, J. R. *Orbit and Constellation Design and Management*. [S.l.]: Space Technology Library, 2007. Citado 5 vezes nas páginas 16, 65, 68, 69 e 70.

Apêndices

APÊNDICE A – Requisitos de Usuário

ID do Requisito	Descrição do Requisito	Requisito de Usuário Aplicável	Requisito de Missão Aplicável	Comentários
ARARA-UR01	A propriedade dos dados pertencerá à Força Aérea Brasileira e à Marinha do Brasil.	N/A	N/A	A participação da Força Aérea Brasileira no pertencimento dos dados da Amazônia Azul está vinculada ao fato de que as operações espaciais são uma atribuição exclusiva da Força Aérea, conforme estabelecido no Livro Branco de Defesa (Ministério da Defesa, 2020).
ARARA-UR02	A operação em terra será efetuada internamente.	ARARA-UR01	N/A	As operações devem ser realizadas internamente, pois os dados estão diretamente vinculados à Defesa.
ARARA-UR03	O sistema deve operar com uma rede de estações terrestres de múltiplas estações disponíveis pela Força Aérea Brasileira.	ARARA-UR01	N/A	A participação da Força Aérea Brasileira na operação dos dados da Amazônia Azul está vinculada ao fato de que as operações espaciais são uma atribuição exclusiva da Força Aérea, conforme estabelecido no Livro Branco de Defesa (Ministério da Defesa, 2020).

Tabela 23 – Requisitos de Usuário - Constelação Arara

APÊNDICE B – Requisitos de Missão

ID do Requisito	Descrição do Requisito	Requisito de Usuário Aplicável	Requisito de Missão Aplicável	Comentários
ARARA-MR100	A missão será constituída por uma constelação de satélites para cobrir e monitorizar a região costeira do Brasil conhecida como Amazônia Azul.	N/A	N/A	N/A
ARARA-MR00110	A constelação da missão deve ser capaz de efetuar uma monitorização diária nas regiões de interesse da Amazônia Azul para permitir uma comparação eficaz das imagens ao longo do tempo.	N/A	ARARA-MR100	A comparação diária de imagens é necessária para monitorar a evolução e a mitigação dos impactos de desastres naturais.
ARARA-MR00111	A órbita da missão será sincronizada com o Sol.	N/A	ARARA-MR100	Órbitas sol-síncronas permitem a comparação de imagens com um determinado horário local.
ARARA-MR00200	A missão deve incluir uma carga útil de imageamento capaz de satisfazer as necessidades da missão.	N/A	ARARA-MR100	Necessidade da missão: 1- Resolução de até 10 metros; 2- Identificação de manchas de óleo.
ARARA-MR00210	A missão deve ter a capacidade de captar imagens com uma resolução mínima de 10 metros.	ARARA-UR01, ARARA-UR02, ARARA-UR03	ARARA-MR00200	N/A
ARARA-MR00220	A missão deve fornecer a capacidade de monitorizar desastres naturais, incluindo derrames de petróleo, na região da Amazônia Azul.	ARARA-UR02, ARARA-UR03	ARARA-MR00200	N/A
ARARA-MR00300	A duração da missão será de, no mínimo, 5 anos de operação.	ARARA-UR02, ARARA-UR03	N/A	O sistema da Constelação Arara deve ser operacional por um tempo contínuo de 5 anos.
ARARA-MR00310	A duração da missão deve ser assegurada contra o risco de colisão com outros objetos em órbita.	N/A	ARARA-MR00300	A colisão dos satélites com detritos espaciais pode impactar diretamente no tempo de vida operacional da missão.
ARARA-MR00320	A órbita da missão deve ser mantida durante toda a vida operacional do satélite.	N/A	ARARA-MR00300	Manutenção da resolução das imagens e estabilização do tempo de operação da constelação.
ARARA-MR00330	O tempo de decaimento orbital deve estar em conformidade com as normas regulamentares atuais da FCC.	N/A	ARARA-MR00300	Segundo as diretrizes atuais da FCC, após o fim das operações, os satélites devem de-orbitar num período de 5 anos.
ARARA-MR00400	O satélite será operado através de uma estação terrestre brasileira.	ARARA-UR01, ARARA-UR02, ARARA-UR03	N/A	N/A
ARARA-MR00410	A missão deve possuir uma rede de estações terrestres localizadas no território brasileiro.	ARARA-UR01, ARARA-UR02, ARARA-UR03	ARARA-MR00400	N/A
ARARA-MR00420	O envio de comandos ao satélite via uplink será realizado exclusivamente pela Estação Terrestre da Força Aérea Brasileira em território brasileiro.	ARARA-UR01, ARARA-UR02, ARARA-UR03	ARARA-MR00400	A participação da Força Aérea Brasileira na operação dos dados da Amazônia Azul está vinculada ao fato de que as operações espaciais são uma atribuição exclusiva da Força Aérea, conforme estabelecido no Livro Branco de Defesa (Ministério da Defesa, 2020).
ARARA-MR00430	Os dados descarregados do satélite através da ligação descendente devem poder ser enviados a todas as estações terrestres da rede.	ARARA-UR01, ARARA-UR02, ARARA-UR03	ARARA-MR00400	N/A
ARARA-MR00440	A constelação de missão deve ser capaz de receber atualizações de telemetria.	ARARA-UR01, ARARA-UR02, ARARA-UR03	ARARA-MR00400	N/A

Tabela 24 – Requisitos de Missão - Constelação Arara

APÊNDICE C – Requisitos de Sistema

ID do Requisito	Descrição do Requisito	Requisito de Usuário Aplicável	Requisito de Missão Aplicável	Comentários
ARARA-SYS100	As áreas geográficas de interesse serão o Brasil, mais concretamente a Amazônia Azul.	N/A	ARARA-MR100	N/A
ARARA-SYS200	O satélite deve seguir o fator de forma 6U CubeSat.	N/A	N/A	Plataforma historicamente mais utilizada para imageamento avançado, pois acomoda sensores de maior resolução.
ARARA-SYS300	O sistema deve permitir pelo menos 12 passagens por dia.	N/A	N/A	N/A
ARARA-SYS400	Cada passagem deve ter uma duração mínima de 5 minutos.	N/A	N/A	N/A
ARARA-SYS500	O sistema de comunicação deve realizar um laço de comunicação com baixas perdas durante a comunicação.	N/A	ARARA-MR00400	N/A
ARARA-SYS600	O sistema deve ser capaz de fornecer energia para o satélite em seus diferentes modos de operação.	-	N/A	N/A
ARARA-SYS700	O satélite deve ter os seguintes modos: Modo Nominal, Modo de Recolha de Dados, Modo de Transmissão de Dados, Modo de Manobra de Órbita.	N/A	N/A	N/A
ARARA-SYS800	As cargas úteis devem ser constituídas por sensores multiespectrais de infravermelhos.	N/A	ARARA-MR00200	N/A

Tabela 25 – Requisitos de Sistema - Constelação Arara