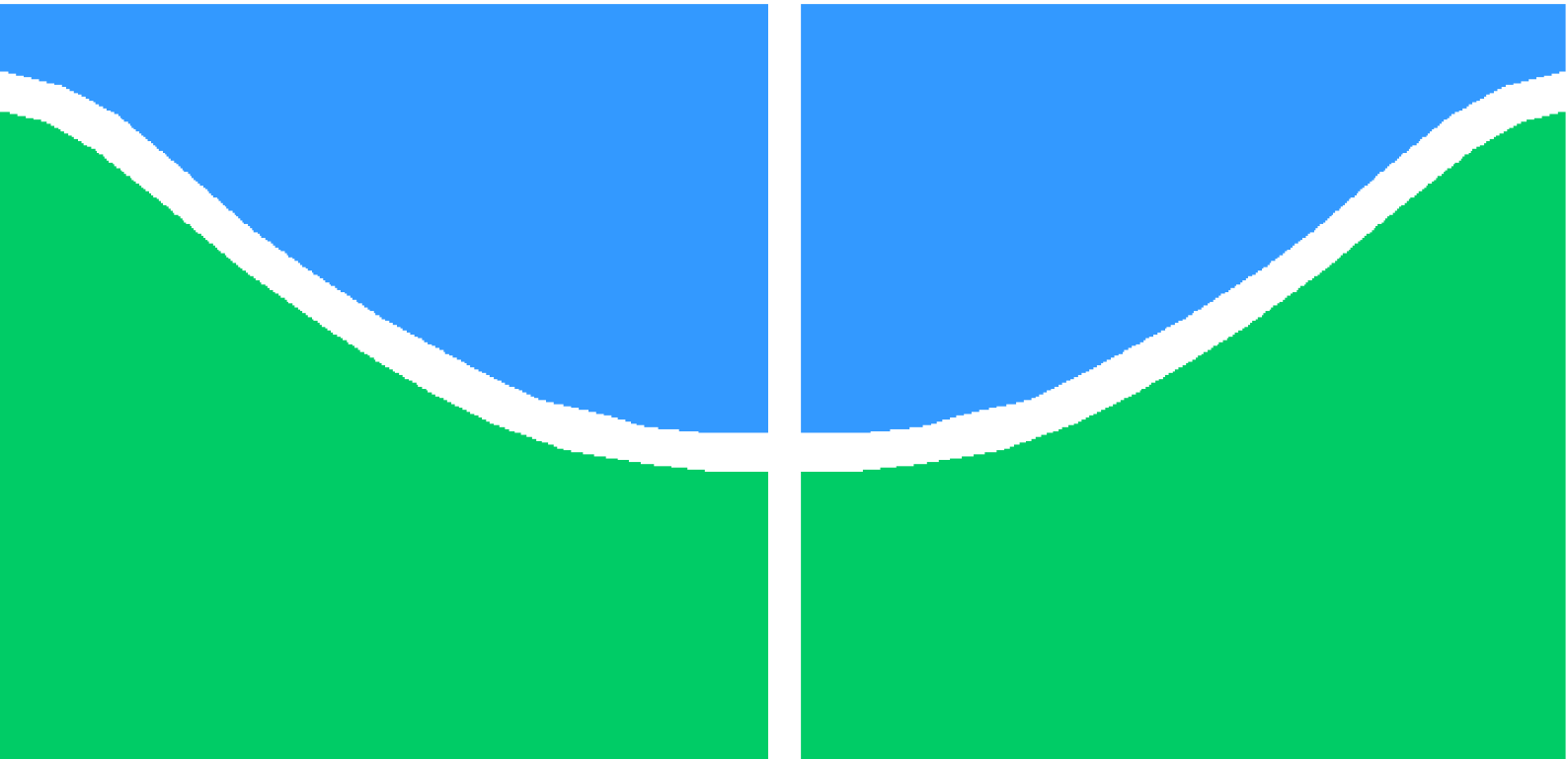




Universidade de Brasília - UnB
Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE
Engenharia Aeroespacial

Análise de reentrada atmosférica por meio da manobra de transferência de Hohmann para o CubeSat SPLASH

Autor: Marcos Vinícius Gomes de Matos
Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva

Brasília, DF
2025



Marcos Vinícius Gomes de Matos

Análise de reentrada atmosférica por meio da manobra de transferência de Hohmann para o CubeSat SPLASH

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).

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE

Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva

Coorientador: Prof. Dr. Cristian Vendittozzi

Brasília, DF

2025

Marcos Vinícius Gomes de Matos

Análise de reentrada atmosférica por meio da manobra de transferência de Hohmann para o CubeSat SPLASH/ Marcos Vinícius Gomes de Matos. – Brasília, DF, 2025-

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

Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva

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

1. Reentrada Atmosférica. 2. Transferência de Hohmann. I. Prof. Dr. William Reis Silva. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise de reentrada atmosférica por meio da manobra de transferência de Hohmann para o CubeSat SPLASH

CDU 02:141:005.6

Marcos Vinícius Gomes de Matos

Análise de reentrada atmosférica por meio da manobra de transferência de Hohmann para o CubeSat SPLASH

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, 15 de Julho de 2025:

Prof. Dr. William Reis Silva
Universidade de Brasília

Prof. Dr. Cristian Vendittozzi
Sapienza Università di Roma

Prof. Dr. Ronne Toledo
Universidade de Brasília

Prof. Dr. Lui Txai Calvoso Habl
Universidade de Brasília

Brasília, DF
2025

Agradecimentos

Agradeço primeiramente à Deus, por Sua bondade, graça e misericórdia, pois sem Ele não teria conseguido trilhar todo esse caminho até aqui.

Agradeço o apoio financeiro recebido do CNPq por meio de auxílios a projetos (CNPq 403801/2021-4), da Fundação de Apoio à Pesquisa do Distrito Federal (FAPDF - 00193-00001200/2019-41) e do Ministério das Relações Exteriores e Cooperação Internacional da Itália (MAECI - PGR10074) no âmbito do primeiro Programa Executivo para Cooperação Científica e Tecnológica entre o Governo da República Federativa do Brasil e o Governo da República Italiana.

Agradeço a minha tia Isolina, por todo cuidado desde que eu era criança, incentivo e conselhos para que eu possa sempre estar em busca dos meus sonhos.

Por fim, agradeço aos meus amigos Ronivan Silva, Gabrielle Ribeiro, Cássia Vieira, Renata Freitas e Cláudio Correa pela amizade desde o início do curso, por sempre estarem ao meu lado e terem compartilhado todo esse trajeto.

"But it ain't how hard you hit;
it's about how hard you can get hit,
and keep moving forward.
How much you can take,
and keep moving forward.
That's how winning is done."
(Rocky Balboa)

Resumo

Desde a década de 1960, impulsionada pela Corrida Espacial e pelos avanços tecnológicos subsequentes, tem havido uma demanda crescente para desenvolver satélites que orbitam a Terra para várias finalidades, como comunicação, pesquisa e mapeamento. O número de satélites é tão grande que há uma enorme preocupação com os detritos espaciais, que são satélites que já passaram de sua vida útil e ainda estão em órbita. O objetivo deste trabalho é estudar a reentrada atmosférica controlada de CubeSats para reduzir os detritos espaciais. Com o aumento do tráfego de satélites e o crescimento dos detritos, a análise e a simulação são essenciais. O SPLASH (Self-DePloyable FLexible AeroShell for de-Orbiting and Space Re-entry), um projeto de cooperação Brasil-Itália, será usado como modelo para as análises e simulações. Ele é apresentado como um CubeSat inovador, usando um mecanismo de aerossol capaz de realizar a manobra de reentrada adaptando a área da seção transversal do escudo térmico por meio de ligas com memória de forma, que são materiais que podem se contrair ou expandir de acordo com a necessidade. A metodologia consiste na fundamentação teórica, utilizando as leis da física relacionadas à dinâmica orbital, e na simulação com o software SKT (System Tool Kit), ferramenta que permite a criação e a configuração do ambiente operacional no qual o satélite está inserido, possibilitando também a otimização dos dados para melhor precisão dos resultados. Esse projeto teórico foi concebido para uma missão em órbitas LEO, descrevendo uma órbita circular. A dinâmica orbital é regida pela Lei da Gravitação Universal e pelas Leis de Kepler, enquanto a manobra de reentrada será dada pelo método da Transferência de Órbita de Hohmann, que utiliza o movimento do satélite para descrever uma órbita elíptica que intercepta a órbita inicial, de aproximadamente 400 km, e a órbita final, a linha Kármán que delimita a atmosfera e o espaço da Terra. Os resultados desse trabalho são os deltas de velocidade necessários para realizar a manobra, o tempo de voo da transferência de órbita e os possíveis locais de colisão.

Palavras-chaves: Reentrada Atmosférica. CubeSat. Transferência de Hohmann.

Abstract

Since the 1960s, driven by the Space Race and the subsequent technological advancements, there has been a growing demand to develop Earth-orbiting satellites for various purposes such as communication, research, and mapping. The number of satellites is so large that there is enormous concern about space debris, which are satellites that are past their useful life and are still in orbit. The goal of this work is to study the controlled atmospheric reentry of CubeSats to reduce space debris. With the increase in satellite traffic and the growth of debris, analysis and simulation are essential. SPLASH (Self-DePloyable FLExible AeroSHell for de-Orbiting and Space Re-entry), a Brazil-Italy cooperation project, will be used as a model for the analysis and simulations. It is presented as an innovative CubeSat, using an aerosol mechanism capable of performing the re-entry maneuver by adapting the cross-sectional area of the heat shield through shape memory alloys, which are materials that can contract or expand according to need. The methodology consists of theoretical justification, using the laws of physics related to orbital dynamics and simulation using the SKT (System Tool Kit) software, a tool that allows the creation and configuration of the operational environment in which the satellite is inserted, also allowing the optimization of data for better accuracy of results. This theoretical project was conceived for a mission in LEO orbits, describing a circular orbit. The orbital dynamics are governed by the Law of Universal Gravitation and Kepler's Laws, while the re-entry maneuver will be given by the Hohmann Orbit Transfer method, which uses the satellite's movement to describe an elliptical orbit that intersects the initial orbit, approximately 400 km, and the final orbit, the Kármán line that delimits the Earth's atmosphere and space. The results of this work are the velocity deltas required to carry out the maneuver, the flight time of the orbit transfer and the possible crash sites.

Key-words: Atmospheric Reentry. CubeSat. Hohmann Transfer.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Objetos em órbita baixa da Terra (LEO) Fonte: NASA (s.d.)	26
Figura 2 – <i>CubeSat</i> CAPE e cápsula MIRCA. Fonte: Esper (2016)	29
Figura 3 – ADEPT CubeSat. Fonte: Cassell et al. (2018)	30
Figura 4 – <i>CubeSat</i> TES-4. Fonte: NASA (2015)	31
Figura 5 – Modelo do SPLASH para um <i>CubeSat</i> 12U. Fonte: Dimino et al. (2023) .	32
Figura 6 – SPLASH com <i>aeroshell</i> aberto. Fonte: Dimino et al. (2023)	33
Figura 7 – Transferência de Hohmann do SPLASH. Fonte: Dimino et al. (2023) . .	33
Figura 8 – Distância entre dois pontos P e P'. Fonte: Kuga, Carrara e Rao (2011) .	36
Figura 9 – Atração gravitacional do terceiro corpo (Lua) no satélite.Fonte: Kuga, Carrara e Rao (2011)	37
Figura 10 – Elementos orbitais. Fonte: Vallado (2013)	38
Figura 11 – Limite atmosférico/Linha de Kármán. Fonte: Gonçalves (2010)	39
Figura 12 – Representação da trajetória na reentrada atmosférica. Fonte: Gonçalves (2010)	41
Figura 13 – Transferência de Hohmann. Fonte: Curtis (2005)	43
Figura 14 – Custo vs vida útil do satélite. Fonte: Wertz e Larson (1999)	46
Figura 15 – Processo de caracterização da arquitetura de missão. Fonte:Wertz e Larson (1999)	51
Figura 16 – Empuxo versus impulso específico de diferentes tipos de propulsão es- pacial. Fonte: NASA (2024)	55
Figura 17 – <i>High Performance Green Propulsion</i> (HPGP). Fonte: ECAPS (2023) .	56
Figura 18 – <i>Micro Propulsion System</i> (MiPS). Fonte: VACCO (s.d.)	56
Figura 19 – <i>Halcyon Avant</i> . Fonte: Systems (2025)	57
Figura 20 – HT100. Fonte: SITAEL (2025)	58
Figura 21 – T5 <i>gridded-ion thruster</i> . Fonte: NASA (2024)	59
Figura 22 – <i>Fiber-Fed Pulsed Plasma Thruster</i> . Fonte: CUA (2025)	59
Figura 23 – Insere novo objeto. Fonte: Autor	61
Figura 24 – Insere satélite no cenário. Fonte: Autor	62
Figura 25 – Insere modelo próprio de satélite. Fonte: Autor	62
Figura 26 – Seleciona propagador Astrogator. Fonte: Autor	63
Figura 27 – Seleciona tipo de coordenadas. Fonte: Autor	63
Figura 28 – Elementos keplerianos. Fonte: Autor	64
Figura 29 – Insere novo segmento. Fonte: Autor	64
Figura 30 – Insere Manobra. Fonte: Autor	65
Figura 31 – Seleciona o controle de atitude. Fonte: Autor	65
Figura 32 – Insere <i>Target Sequence</i> . Fonte: Autor	66

Figura 33 – Insere manobra no <i>Target Sequence</i> . Fonte: Autor	66
Figura 34 – Configura manobra no <i>Target Sequence</i> . Fonte: Autor	67
Figura 35 – Configura o <i>Target Sequence</i> . Fonte: Autor	67
Figura 36 – Insere a altitude desejada. Fonte: Autor	68
Figura 37 – Manobra de 400 a 120 km. Fonte: Autor	71
Figura 38 – Manobra de 400 a 200 km. Fonte: Autor	72
Figura 39 – Δv 's para completar a manobra. Fonte: Autor	72
Figura 40 – Acompanhamento da manobra de 400 à 200km. Fonte: Autor	73
Figura 41 – Tempo de vida do SPLASH à 200 km. Fonte: Autor	73
Figura 42 – Elementos orbitais da manobra de 400 a 200 km. Fonte: Autor	73
Figura 43 – Manobra de 400 a 200 km com 15° de inclinação. Fonte: Autor	74
Figura 44 – Δv 's para completar a manobra com 15° de inclinação. Fonte: Autor	74
Figura 45 – Acompanhamento da manobra de 400 à 200 km com 15° de inclinação. Fonte: Autor	75
Figura 46 – Tempo de vida do SPLASH à 200 km com 15° de inclinação. Fonte: Autor	75
Figura 47 – Elementos orbitais da manobra à 200 km com 15° de inclinação. Fonte: Autor	75
Figura 48 – Manobra de 400 a 200 km com 25° de inclinação. Fonte: Autor	76
Figura 49 – Δv 's para completar a manobra com 25° de inclinação. Fonte: Autor	76
Figura 50 – Acompanhamento da manobra de 400 à 200km com 25° de inclinação. Fonte: Autor	77
Figura 51 – Tempo de vida do SPLASH à 200 km com 25° de inclinação. Fonte: Autor	77
Figura 52 – Elementos orbitais da manobra à 200 km com 25° de inclinação. Fonte: Autor	77
Figura 53 – Manobra de 400 a 200 km com 90° de inclinação. Fonte: Autor	78
Figura 54 – Δv 's para completar a manobra com 90° de inclinação. Fonte: Autor	78
Figura 55 – Acompanhamento da manobra de 400 à 200km com 90° de inclinação. Fonte: Autor	79
Figura 56 – Tempo de vida do SPLASH à 200 km com 90° de inclinação. Fonte: Autor	79
Figura 57 – Elementos orbitais da manobra à 200 km com 90° de inclinação. Fonte: Autor	79
Figura 58 – Locais de impacto com inclinação 0°. Fonte: Autor	80
Figura 59 – Locais de impacto com inclinação 15°. Fonte: Autor	80
Figura 60 – Locais de impacto com inclinação 25°. Fonte: Autor	81
Figura 61 – Locais de impacto com inclinação 90°. Fonte: Autor	81

Figura 62 – Regiões com mais probabilidade de impacto com inclinação 0° . Fonte:	
Autor	82
Figura 63 – Regiões com mais probabilidade de impacto com inclinação 15° . Fonte:	
Autor	82
Figura 64 – Regiões com mais probabilidade de impacto com inclinação 25° . Fonte:	
Autor	83
Figura 65 – Regiões com mais probabilidade de impacto com inclinação 90° . Fonte:	
Autor	83

Lista de tabelas

Tabela 1 – Características do espaço explorado por várias missões espaciais. Fonte:Wertz e Larson (1999)	45
Tabela 2 – Elementos de operação do conceito de missão. Fonte:Wertz e Larson (1999)	46
Tabela 3 – Resumo do processo de caracterização do conceito. Fonte:Wertz e Larson (1999)	49
Tabela 4 – Requisitos críticos mais comuns. Fonte:Wertz e Larson (1999)	52
Tabela 5 – Intervalo de empuxo e de impulso específico - Propulsão Química. Fonte: NASA (2024)	55
Tabela 6 – Intervalo de empuxo e de impulso específico - Propulsão Elétrica. Fonte: NASA (2024)	58
Tabela 7 – Δv 's para manobra de 400 à 120 km. Fonte: Autor	71
Tabela 8 – Δv 's para manobra de 400 à 200 km. Fonte: Autor	72
Tabela 9 – Δv 's para manobra de 400 à 200 km com 15° de inclinação. Fonte: Autor	74
Tabela 10 – Δv 's para manobra de 400 à 200 km com 25° de inclinação. Fonte: Autor	76
Tabela 11 – Δv 's para manobra de 400 à 200 km com 90° de inclinação. Fonte: Autor	78

Lista de abreviaturas e siglas

LEO	Low Earth Orbit
SSN	Space Surveillance Network
ISS	Internation Space Station
STK	System Tool Kit
JGM3	Joint Gravity Model
RAAN	Right Ascension of the Ascending Node
TPS	Thermal Protection System
SMA	Shape Memory Alloy
CAPE	Cubesat Application for Planetary Entry
MIRCA	Micro-Return Capsule
ADEPT	Adaptative Deployable Entry and Placement Technology
NASA	National Aeronautics and Space Administration
EDL	Entry, Descent and Landing
TT&C	Telemetry, Tracking, and Control
OBC	On Board Computer
AOCS	Attitude and Orbit Control System
TES-4	Technology Educational Satellite-4
SPLASH	Self-DePloyable FLexible AeroSHel
GEO	Geostationary Earth Orbit
TRL	Technology Readiness Level
HPGP	High Performance Green Propulsion
MiPS	Micro Propulsion System
PRISMA	Prototype Research Instruments and Space Mission technology Advancement

HTP	High Test Peroxide
HET	Hall Effect Thruster
FPPT	Fiber-Fed Pulsed Plasma Thruster.
ESA	European Space Agency
GOCE	Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer
CUA	Champaign-Urbana Aerospace
MVP	Monofilament Vaporization Propulsion

Lista de símbolos

$\mathbf{F}_g$	Força Gravitacional
G	Constante Gravitacional Universal
M	Massa
r	Raio
$\ddot{\mathbf{r}}$	Aceleração
μ	Parâmetro Gravitacional
P	Polinômio de Legendre
∇	Função Gradiente
φ	Latitude
λ	Longitude
ε	Posição Unitária
a	Semieixo Maior
e	Excentricidade
i	Inclinação
Ω	Ascensão Reta do Nodo Ascendente
ω	Argumento do Periapse
Θ	Anomalia Verdadeira
C_D	Coefficiente de Arrasto
C_B	Coefficiente Balístico
q_∞	Pressão Dinâmica
ρ	Massa Específica
ρ_0	Massa Específica a nível do mar
A	Área da seção transversal

D	Força de Arrasto
β	Escalar de Altura Atmosférico
γ	Ângulo de Trajetória
χ	Rumo
e	Número de Euler
B	Ângulo de Rolagem
α	Ângulo de Ataque
H	Altitude
t	Tempo
Δ	Diferença
v	Velocidade
g_0	Aceleração da gravidade a nível do mar
I_{sp}	Impulso Específico
E	Empuxo
p_0	Consumo do propelente a nível do mar
τ	Período

Sumário

1	INTRODUÇÃO	25
1.1	Problemática	25
1.2	Objetivo Geral	26
1.3	Objetivos Específicos	27
1.4	Justificativa e Contribuição	27
1.5	Organização do Trabalho	27
2	HISTÓRICO DE MISSÕES E PROJETO SPLASH	29
2.1	CAPE-MIRCA	29
2.2	ADEPT	30
2.3	TechEdSat-4	31
2.4	SPLASH	32
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	35
3.1	Dinâmica Orbital	35
3.1.1	Força Gravitacional	35
3.1.2	Perturbação Luni-Solar	36
3.1.3	Elementos Keplerianos	37
3.2	Reentrada atmosférica	38
3.2.1	Reentrada Balística	39
3.2.2	Reentrada Elevatória	40
3.3	Manobras orbitais	41
3.3.1	Transferência de Hohmann	42
3.4	Requisitos de Missão	44
3.4.1	Definição dos Objetivos da Missão	44
3.4.2	Estimativa Preliminar das Necessidades da Missão	45
3.4.3	Identificação de Conceitos Alternativos de Missão	46
3.4.4	Identificação de Arquiteturas Alternativas da Missão	47
3.4.5	Identificação dos Condutores de Projeto	48
3.4.6	Caracterização da Arquitetura da Missão	49
3.4.7	Identificação de Requisitos Críticos	52
3.4.8	Utilidade da Missão	53
3.4.9	Seleção do Conceito de Missão	53
3.5	Propulsão Espacial	54
3.5.1	Propulsão Química	54
3.5.2	Propulsão Elétrica	57

3.5.3	Abordagens Emergentes	60
4	METODOLOGIA	61
4.1	System Tool Kit - STK	61
4.2	Método de Monte Carlo	68
5	RESULTADOS	71
5.1	Órbita Equatorial	72
5.2	Órbita à 15° de inclinação	74
5.3	Órbita à 25° de inclinação	76
5.4	Órbita à 90° de inclinação	78
5.5	Locais de Impacto	80
6	CONCLUSÕES	85
	REFERÊNCIAS	87
	APÊNDICES	91
	APÊNDICE A – PRIMEIRO APÊNDICE	93

1 Introdução

1.1 Problemática

Com o advento da corrida espacial nos anos 60 e o avanço tecnológico, que se deu em consequência, viu-se cada vez mais a necessidade de se colocar um satélite em órbita da Terra, com fim tanto civil quanto militar ([AFFUL, 2013](#)).

Com o desenvolvimento da tecnologia, principalmente dos componentes eletrônicos, está sendo possível desenvolver pequenos satélites, chamados de nanosatélites ou *CubeSat's*. Essa redução no tamanho desencadeou estudo e desenvolvimento desses satélites com missões diversificadas, telecomunicação, sensoramento remoto, coleta de dados, entre outros. Comparado a outros tipos de satélites, os *CubeSat's* têm menor custo de desenvolvimento e menor massa, o que possibilita o lançamento em órbita de dezenas em um mesmo veículo lançador.

Com o passar dos anos, gerou-se um grande tráfego de satélites em órbitas baixa, Low Earth Orbit (LEO) que, por consequência, tornam-se *space debris* devido ao fim da vida útil (*life time*). A crescente ameaça de detritos espaciais, segundo Nasa ([2022a](#)), resulta do aumento no lançamento de diversas constelações de múltiplos satélites, especialmente em órbitas próxima à Terra. *CubeSat's* são normalmente lançados em órbita baixa, por ser uma órbita mais acessível e barata, essa proximidade com a Terra traz uma redução em alguns requisitos como massa e energia do sistema de comunicação, lançados próximos a órbita da *International Space Station-ISS*, cerca de 400 km, têm uma expectativa de vida de 25 anos após a conclusão da missão ou 30 anos após o lançamento.

Desde o início dos primeiros lançamentos à órbita terrestre, mais de 10680 satélites foram colocados em órbita, porém somente cerca de 3700 continuam operacionais e o restante ainda continua em órbita. Além disso, a Rede de Vigilância Espacial (SSN) tem mais de 2800 objetos rastreados e classificados. Esses objetos em órbita LEO possuem velocidades acima de 7 km/h, o impacto de objetos a essa velocidade podem danificar componentes importantes de satélites e *CubeSat's* ainda em funcionamento como partes pressurizadas e/ou células solares. ([NAGAVARAPU; CHANDRAN; HASTINGS, 2021](#))

De acordo com Black e Spencer ([2020](#)), o controle de detritos espaciais tornou-se prioridade para países que têm a exploração espacial mais desenvolvida, com o objetivo de diminuir o risco de colisões, que pode causar um efeito cascata, chamado de síndrome de Kessler e preservar tais órbitas críticas. O decaimento ativo requer que o pequeno satélite possua controle de atitude para correção de trajetória e propulsores para a realização de manobras orbitais.

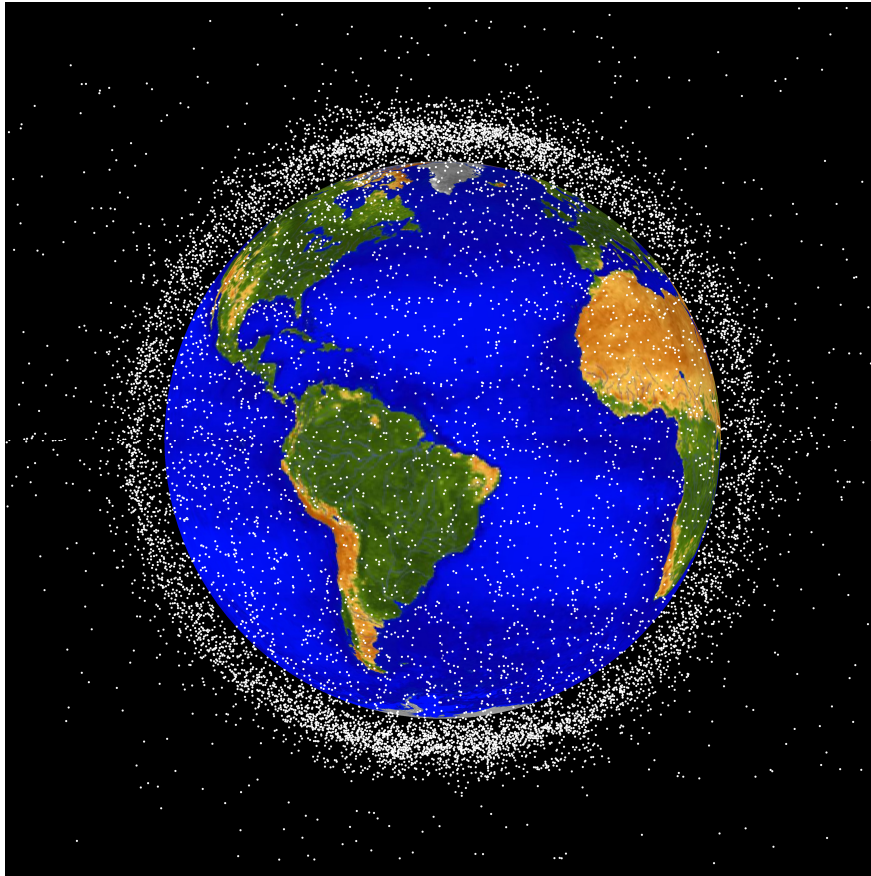


Figura 1 – Objetos em órbita baixa da Terra (LEO) Fonte: [NASA](#) (s.d.)

Satélites que estão em órbita da Terra e entrando na fase de reentrada necessitam da implementação de uma geometria que permita o aumento de arrasto pode ser usada para o início da entrada na atmosfera e para delimitar o corredor de entrada. A duração da reentrada e a dinâmica orbital depende de fatores como a razão de área por massa, a atitude inicial em órbita, o coeficiente balístico e o arrasto ([BLACK; SPENCER, 2020](#)).

Para Gonçalves ([2010](#)), essa fase de reentrada é o movimento do veículo que está em órbita e entram na atmosfera, tal deslocamento é complexo devido às forças que agem sobre o corpo, força gravitacional e arrasto por exemplo, e possíveis colisões que podem ocorrer ao longo da trajetória.

1.2 Objetivo Geral

Analisar por meio de fundamentação teórica e de simulação, via STK (*System Tool Kit*), a reentrada atmosférica do *CubeSat* SPLASH para obter dados dos elementos keplerianos e da manobra orbital para que possa ser realizada uma reentrada controlada afim de validar a tecnologia utilizada no escudo térmico e recuperar a payload.

1.3 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos para que os objetivos gerais sejam atingidos são:

- Justificar por meio de revisão teórica a reentrada atmosférica;
- Obter os Δv 's necessários para efetuar a manobra;
- Obter o tempo de *deorbit* do *CubeSat*;
- Analisar e obter dados orbitais por de simulação via STK;

1.4 Justificativa e Contribuição

A necessidade de aprimorar as tecnologias de reentrada atmosférica, ao focar na validação tecnológica de um escudo térmico, buscamos não apenas garantir a segurança da payload durante condições extremas, mas também contribuir para o avanço da engenharia aeroespacial, abrindo caminho para missões mais ambiciosas e eficientes de recuperação de valiosos ativos espaciais.

O estudo da reentrada atmosférica de *CubeSat*'s desempenha um papel crucial na promoção da segurança no espaço, no cumprimento das regras internacionais, na geração de dados científicos e no avanço tecnológico, apoia a adesão a práticas responsáveis de governança espacial e fornece informações valiosas durante o processo de reentrada.

Essa pesquisa impulsiona o desenvolvimento de tecnologias para controlar a órbita e economiza recursos ao finalizar missões de forma planejada. No geral, a reentrada programada de *CubeSats* contribui para criar um ambiente espacial mais seguro, eficaz e sustentável, trazendo benefícios para as futuras atividades no espaço.

1.5 Organização do Trabalho

As seções a seguir são divididas nos seguintes capítulos:

- Capítulo 2 traz um histórico e exemplos de missões de reentrada atmosférica.
- Capítulo 3 discorre sobre o *CubeSat* SPLASH no qual o trabalho será baseado
- Capítulo 4 trata da fundamentação teórica que está dividido em:
 - Dinâmica orbital trata do comportamento e das forças atuantes;
 - Reentrada atmosférica: trata dos tipos de reentrada atmosférica: reentrada balística e elevatória;

- Manobras orbitais: trata de manobras impulsivas e da transferência de Hohmann
- Capítulo 5 trata da metodologia utilizada para realizar o trabalho.
- Capítulo 6 apresenta gráficos dos resultados obtidos durante cada etapa das simulações realizadas.
- Capítulo 7 apresenta a discussão e justificativa dos resultados obtidos.

2 Histórico de missões e projeto SPLASH

Países protagonistas na exploração espacial têm buscado desenvolver soluções para reduzir a quantidade de detritos na órbita da Terra (BLACK; SPENCER, 2020), com isso pesquisas e testes experimentais estão em desenvolvimento, por exemplo, os projetos MIRCA, ADEPT, TechEdSat-4 e SPLASH.

2.1 CAPE-MIRCA

O *Cubesat Application for Planetary Entry (CAPE) Missions: Micro-Return Capsule (MIRCA)* é um projeto que visa desenvolver tecnologia para missões de retorno de amostras planetárias usando espaçonaves CubeSat. Seus principais objetivos incluem o desenvolvimento de uma cápsula de retorno de amostra compacta e leve, capaz de entrar na atmosfera de um planeta, coletar amostras e retorná-las com segurança à Terra. Para isso, o projeto concentra-se em demonstrar tecnologias avançadas de entrada, descida e pouso (EDL), adaptadas ao ambiente de entrada na atmosfera. As principais tecnologias envolvidas incluem propulsão, proteção térmica, controle de atitude, sistemas de coleta de amostras, paraquedas e sistemas de aterrissagem. Esses avanços têm o potencial de tornar as missões de retorno de amostras mais viáveis em uma variedade de destinos planetários, incluindo Marte e a Lua, representando um passo significativo para a exploração espacial.

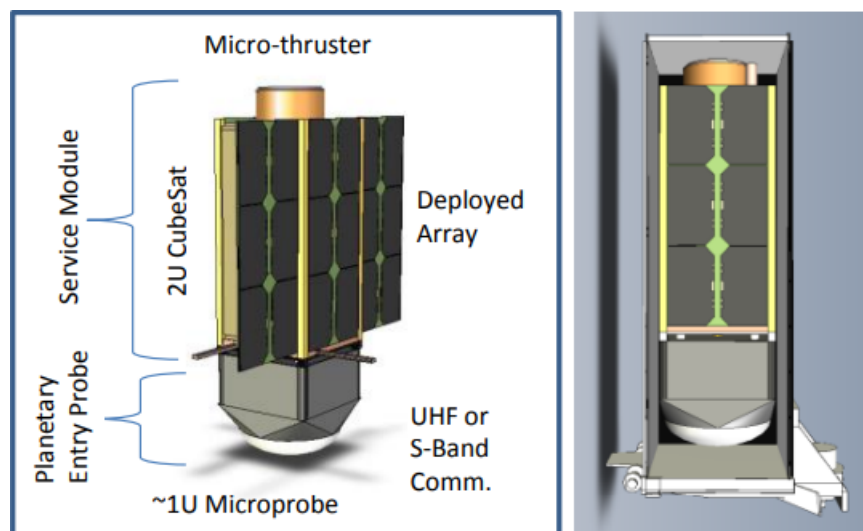


Figura 2 – *CubeSat* CAPE e cápsula MIRCA. Fonte: Esper (2016)

O primeiro voo da MIRCA foi efectuado com sucesso em 10 de outubro de 2015 como carga útil “piggy-back” a bordo de um balão estratosférico da NASA. Esse voo foi realizado para verificação de componentes dos sistemas *on board*, como por exemplo o

Telemetry, Tracking, and Control (TT&C) e *On Board Computer* (OBC) e também o sistema de abertura do paraquedas durante a reentrada.([ESPER, 2016](#))

2.2 ADEPT

O projeto *Adaptative Deployable Entry and Placement Technology* (ADEPT), desenvolvido pela NASA, implementa um sistema de reentrada com mecanismo adaptativo em *CubeSat's* em que o objetivo é que seja capaz de realizar missões tanto ao redor da Terra quanto ao redor da Lua ou de outros planetas próximo, como Vênus e Marte, e possa retornar. Um dos principais objetivos do desenvolvimento é ampliar as aplicações das missões *CubeSat* através do desenvolvimento de um sistema de entrada altamente capaz para permitir sondas in-situ, landers, orbiters e constelações em órbita. As configurações propostas para *CubeSat's* ADEPT são de 3U a 16U e concentra-se em desenvolver sistemas de entrada avançados, capazes de resistir ao calor extremo gerado durante a reentrada na atmosfera. Isso inclui tecnologias de proteção térmica e design aerodinâmico adaptativo. Uma vez dentro da atmosfera, utiliza sistemas avançados de descida e pouso para garantir que a carga útil seja colocada com precisão na superfície do planeta.

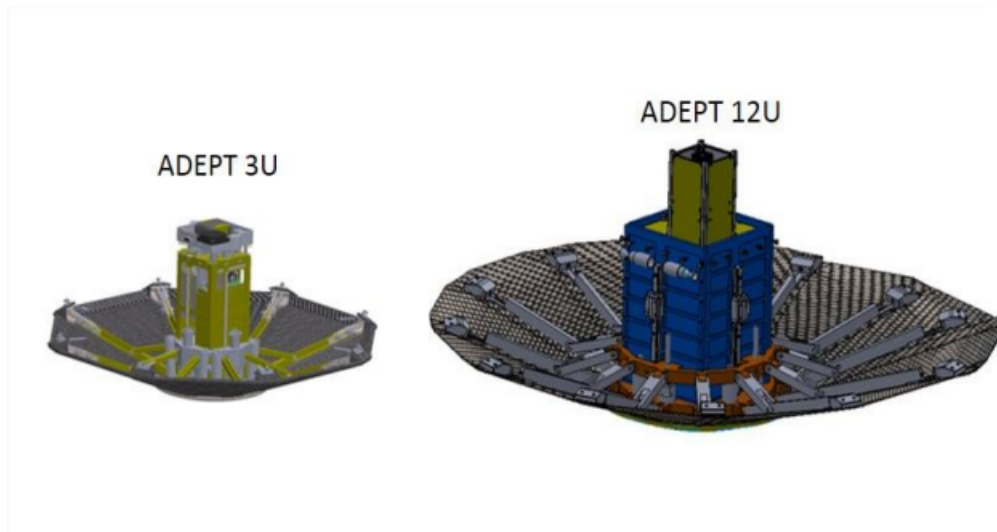


Figura 3 – ADEPT CubeSat. Fonte: [Cassell et al. \(2018\)](#)

Em 2018 um ADEPT 3U realizou um voo suborbital experimental com o objetivo de realizar testes, a instrumentação de bordo medindo a posição e a velocidade do corpo.([CASSELL et al., 2018](#))

2.3 TechEdSat-4

O projeto TechEdSat é uma série de iniciativas colaborativas que envolvem estudantes universitários e de faculdades trabalhando em conjunto com pesquisadores da NASA. O objetivo é testar novas tecnologias aplicáveis a pequenos satélites, conhecidos como CubeSats. Sob a supervisão de engenheiros do Ames Research Center da NASA, no Vale do Silício, Califórnia, os alunos se encarregam de tarefas práticas, como o design, construção, testes dos sistemas dos CubeSats, além da análise dos resultados obtidos em cada missão de voo.([NASA, 2022b](#))

Technology Educational Satellite-4 (TES-4) é um *CubeSat* 3U da quarta geração de uma série de mesmo nome que tem como objetivo demonstrar a capacidade de comunicação e reentrada dos satélites. A missão do TES-4 tinha como objeto de estudo a validação de duas novas tecnologias: comunicação entre satélites, que prover também dados sobre a saúde do satélite, e uma atualização do Exo-Brake, um sistema passivo de deorbita que se assemelha a um paraquedas que serve como um dispositivo de desaceleração desenvolvido para operar em pressões extremamente baixas, em um ambiente exo-atmosférico, essa tecnologia permite o retorno preciso para a atmosfera da Terra. Além disso, essa tecnologia habilita o desenvolvimento de missões, com pequenos ou nanossatélites, para a superfície de outros planetas do sistema solar.([NASA, 2015](#))

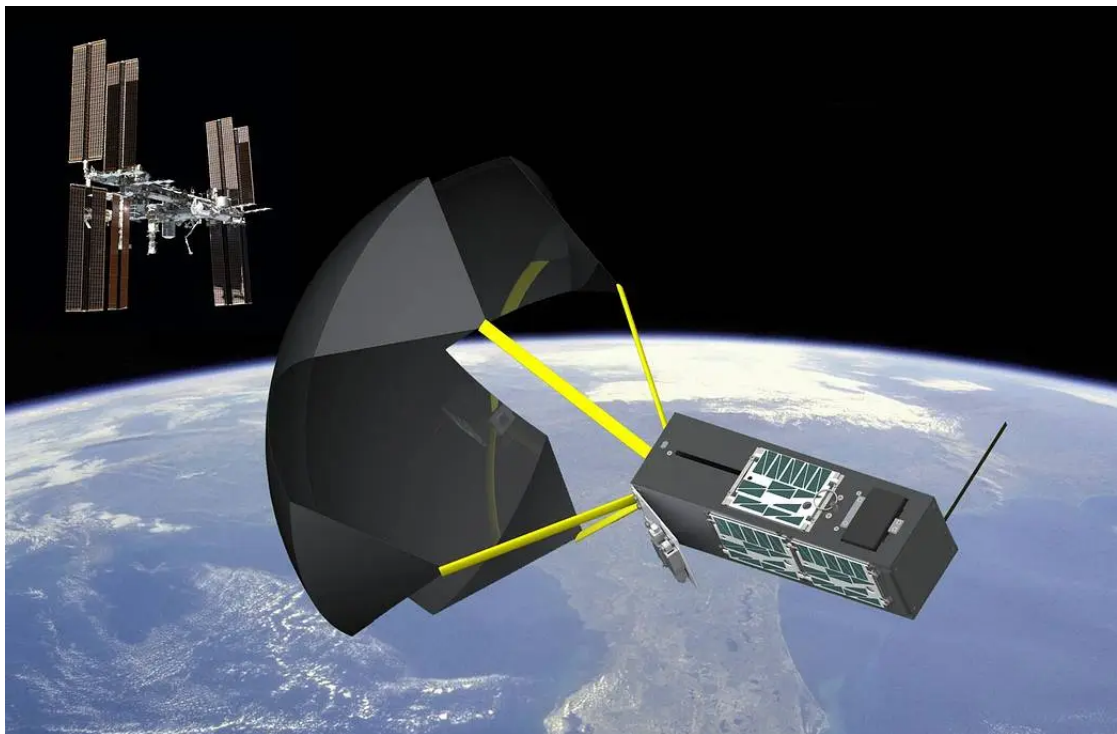


Figura 4 – *CubeSat* TES-4. Fonte: [NASA \(2015\)](#)

2.4 SPLASH

O SPLASH (Self-DePloyable FLexible AeroSHell for de-Orbiting and Space Re-entry) é um projeto de cooperação entre Brasil e Itália para pesquisa científica e tecnológica que visa a pesquisa e desenvolvimento de um mecanismo de reentrada inovador com o uso de escudo térmico de reentrada que possa alterar sua forma através do uso de materiais inteligentes, permitindo assim, a variação do ângulo de abertura e proporcionando a reentrada adaptável e controlada.

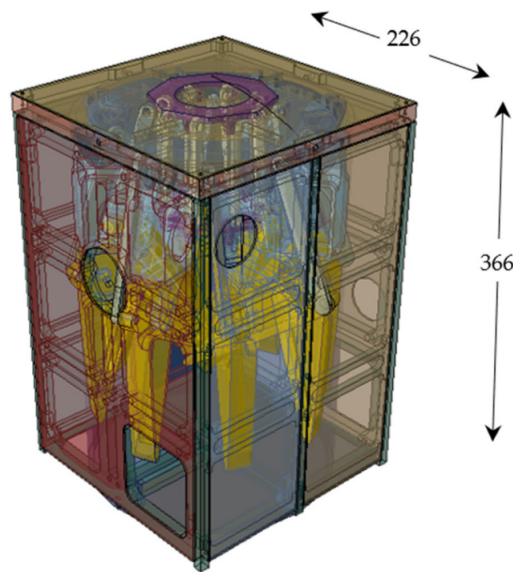


Figura 5 – Modelo do SPLASH para um *CubeSat* 12U. Fonte: [Dimino et al. \(2023\)](#)

Um dos principais objetivos do estudo é integrar materiais com o conceito de *morphing* em um *CubeSat* 12U, figura 5, e assim permita a expansão do mecanismo para um diâmetro maior. A abertura do mecanismo *aeroshell* pode expandir e contrair conforme necessário, esse conceito de adaptabilidade possibilita reentrada com trajetória controlada e manobrabilidade de voo maior com a implementação de materiais com transformação de forma, *shape-morphing*.

Esse conceito de projeto baseado principalmente em estruturas destacáveis, do tipo guarda-chuva, são úteis para efetuar operações de desorbitagem e de reentrada tirando vantagem de uma redução substancial do coeficiente balístico. ([CARANDENTE; SAVINO, 2014](#))

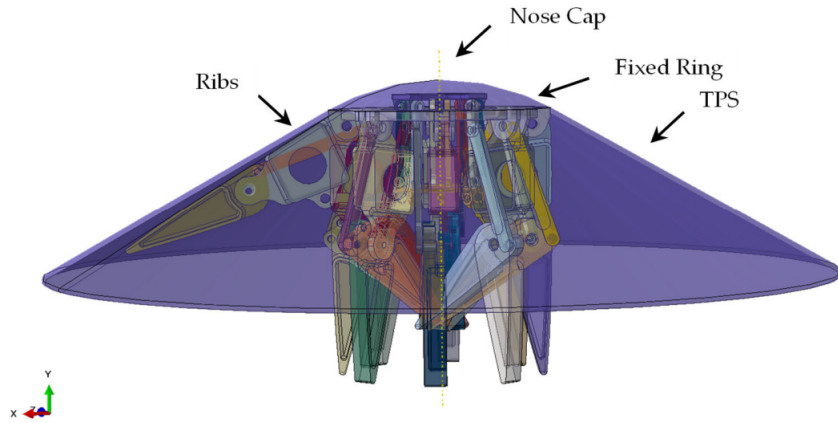


Figura 6 – SPLASH com *aeroshell* aberto. Fonte: [Dimino et al. \(2023\)](#)

Para a reentrada atmosférica controlada do SPLASH, a manobra de transferência de órbita de Hohmann possui seus estágios em duas órbitas, uma a 400 km e outra a 120 km, as duas órbitas são circulares, excentricidade igual a zero e coplanares, inclinação igual a zero, figura 7. Após o Δv à 120 km o arrasto atmosférico aumenta devido a densidade do ar e o *CubeSat* começa a espiralar em direção ao solo. ([DIMINO et al., 2023](#))

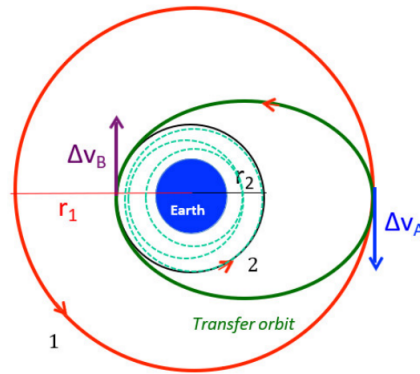


Figura 7 – Transferência de Hohmann do SPLASH. Fonte: [Dimino et al. \(2023\)](#)

Os dados obtidos a partir dos resultados de simulação e cálculos analíticos, permitem extrair os valores de Δv para as manobras no SPLASH à 400 km e à 120 km que ajudam a dimensionar os materiais e os elementos estruturais. Elementos dinâmicos como o pico da taxa de calor, carga de calor total e o pico de pressão dinâmica podem ser calculados para diferentes coeficientes balísticos e utilizados como uma primeira aproximação à análise de dimensionamento da missão.

O projeto propõe uma ideia semelhante à de um guarda-chuva, como ilustrado na figura 6, que é composto por nervuras estruturais e suportes, cobertos por um sistema flexível de proteção térmica, conhecido como TPS. O escudo conta com um mecanismo

adaptável e tecidos cerâmicos que formam um escudo térmico em formato cônico, assegurando uma reentrada aerodinamicamente estável.

O esqueleto estrutural é formado por quatro componentes principais: tampa do nariz, corpo principal, nervuras e suportes, figura 6. A tampa do nariz foi idealizado para suportar as cargas térmicas que atuam em torno do ponto de estagnação, funciona como um elemento rígido feito de um compósito de matriz cerâmica para o melhor isolamento térmico do compartimento de carga útil. O TPS inclui também um material flexível de alta temperatura para a parte cônica do escudo térmico. O corpo principal é composto por um anel fixo e um anel móvel que suportam as articulações principais das nervuras morfológicas e as alavancas de acionamento, respectivamente. Essa estrutura do SPLASH é um conjunto de múltiplas articulações baseado num conjunto de articulações semelhantes a dedos com capacidades bimodais:

- A configuração da área de lançamento pode ser ajustada modificando o ângulo do cone esférico, com o objetivo de oferecer capacidades de controle do arrasto, direcionamento da trajetória e posicionamento preciso da carga útil para a área designada de pouso e recuperação.
- após o lançamento, o sistema pode ativar oito pequenas aletas aerodinâmicas móveis que podem ser ajustadas individualmente para proporcionar maior precisão durante o pouso e aumentar a capacidade de manobra da cápsula durante a reentrada, utilizando apenas a força aerodinâmica.

Além disso, quando o mecanismo estiver bloqueado numa determinada posição, um mecanismo de flexão baseado em liga com memória de forma, *shape memory alloy* - SMA, integrado nos segmentos exteriores das nervuras permitirá capacidades de controle melhoradas durante a trajetória de reentrada. As ligas com memória de forma são selecionadas como materiais inteligentes de referência devido à sua compacidade e à elevada relação potência/peso. São particularmente vantajosas para aplicações espaciais, uma vez que não necessitam de sensores e controles eletrônicos externos, pois a alteração de forma responsável pela atuação é uma propriedade inerente do material.

3 Fundamentação Teórica

3.1 Dinâmica Orbital

A dinâmica orbital é a análise do movimento de objetos que estão em órbita ao redor de corpos celestes, nesta seção serão enunciadas e descritas as equações que regem esse movimento. Forças gravitacionais e perturbações de outros corpos celestes, como a lua e o sol, podem ser admitidos para que a dinâmica orbital possa ser descrita com maior precisão.

3.1.1 Força Gravitacional

De acordo com Curtis (2005), a força é uma ação física que ocorre entre dois ou mais corpos, podendo acontecer por contato direto ou à distância, sendo a gravidade uma força de age à distância. A força gravitacional entre corpos de duas massas M_1 e M_2 , separados por uma distância r de seus respectivos centros é regido pela Lei da Gravitação de Newton

$$\mathbf{F}_g = -G \frac{M_1 M_2}{r^2} \mathbf{r} \quad (3.1)$$

onde G é a constante gravitacional universal, sendo igual a $6,67 \cdot 10^{-11} m^3 kg^{-1} s^{-2}$.

O parâmetro gravitacional μ pode ser definido como

$$\mu = GM_1 \quad (3.2)$$

A Lei do Movimento de Newton, diz que o somatório das forças sobre um corpo alterará seu movimento

$$\sum \mathbf{F} = M\mathbf{a} = M\ddot{\mathbf{r}} \quad (3.3)$$

substituindo 3.2 em 3.1 e igualando 3.1 e 3.3, temos

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} \quad (3.4)$$

a equação 3.4 é conhecida como a Equação Fundamental da Astrodinâmica. (FERREIRA, 2020)

Porém, para se ter uma determinação de movimento orbital precisa é necessário assumir a geometria da Terra como não esférico, pois as deformidades ao longo de todo o

planeta faz com que regiões tenham a aceleração gravitacional variável. Para se obter a aceleração causada pela Terra precisa, usa-se os coeficientes $\bar{C}$ e $\bar{S}$ normalizados JGM3, *Joint Gravity Model 3*, que modela as regiões da Terra separadamente e obtém a aceleração gravitacional para cada uma. (SAUNDERS; LEWIS; SWINERD, 2009)

O cálculo do geopotencial U usando os coeficientes de JGM3, a posição do satélite em latitude (φ) e longitude (λ) e a distância do centro da Terra r , temos

$$U = \nabla \frac{GM}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{R_E^n}{r^n} \bar{P}_{nm} (\bar{C}_{nm} \cos(m\lambda) + \bar{S}_{nm} \sin(m\lambda)) \quad (3.5)$$

sendo GM é a constante gravitacional terrestre, n e m são a ordem e o grau do harmônico gravitacional esférico, R_E o raio equatorial da Terra e $\bar{P}$ é o polinômio de Legendre normalizado no qual os harmônicos esféricos são expandidos.

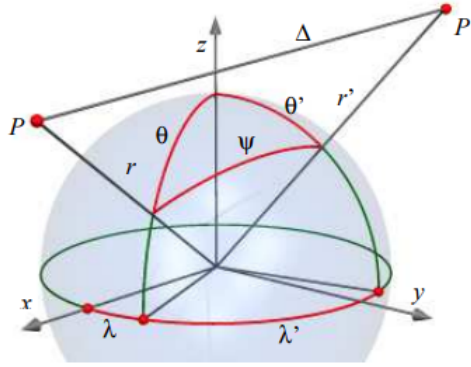


Figura 8 – Distância entre dois pontos P e P'. Fonte: Kuga, Carrara e Rao (2011)

3.1.2 Perturbação Luni-Solar

Os efeitos gravitacionais do Sol e da Lua podem ser estimadas sabendo suas respectivas localizações. Para isso é necessário que o modelo de propagação do satélite seja calculados juntamente com modelo de propagador luni-solar para prever as posições relativas da Terra, Lua e Sol.

Esse modelo de perturbação é calculado por integração numérica pelo método de Runge-Kutta de 4ª ordem e os dados são obtidos através do sistema da NASA chamado Horizon System, que fornece dados de localização, movimento e observação de objetos do sistema solar.

Obtidos os vetores de direção da Lua e Sol relativos à Terra, pode-se calcular a aceleração do terceiro corpo $\ddot{\mathbf{r}}_3$ pela seguinte equação

$$\ddot{\mathbf{r}}_3 = \frac{GM}{s^3} (-\varepsilon_r + 3\varepsilon_s(\varepsilon_s \varepsilon_r)) \quad (3.6)$$

onde s é a distância escalar do corpo perturbador ao centro da Terra, ε é a posição unitária em relação ao satélite, ao centro da Terra ou corpo perturbador. (SAUNDERS; LEWIS; SWINERD, 2009)

Analiticamente, é necessário considerar que a massa do satélite é insignificante em comparação com a massa da Terra, do Sol e da Lua, assim a influência gravitacional de um terceiro corpo (seja o Sol ou a Lua) pode ser analisada utilizando o modelo simplificado do problema de três corpos.

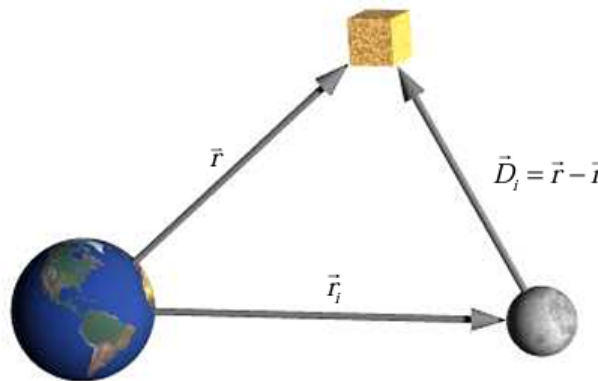


Figura 9 – Atração gravitacional do terceiro corpo (Lua) no satélite. Fonte: Kuga, Carrara e Rao (2011)

Os efeitos das forças gravitacionais exercidas pelo Sol e pela Lua são geralmente pequenos e periódicos. A variação na distância do perigeu tende a acumular-se em menos de 2 km de amplitude para um satélite com excentricidade inferior a 0,25. Todos os elementos orbitais, com exceção do semi-eixo maior a , são influenciados pela atração gravitacional tanto do Sol quanto da Lua. (KUGA; CARRARA; RAO, 2011)

3.1.3 Elementos Keplerianos

Os elementos Keplerianos são seis constantes independentes que definem uma órbita, orientam-na em torno do corpo central e determinam a posição de um satélite em órbita. (NASA, 2021)

- a : semieixo maior é a distância média entre o corpo celeste em órbita e o foco da elipse;
- e : excentricidade é uma medida da forma de uma órbita elíptica de um corpo celeste ao redor de outro.;
- i : ângulo de inclinação é a inclinação do plano orbital em relação ao equador do corpo central;
- Ω : ascensão reta do nodo ascendente (RAAN) é o ângulo no plano equatorial medido positivamente para leste a partir do vetor unitário até a localização do nó as-

cedente, é o ponto no plano equatorial no qual o satélite cruza o equador de sul para norte;(VALLADO, 2013)

- ω : argumento do periapse é o ângulo do nodo ascendentes até o ponto do periapse, a ascensão reta do periapse por ser definida por

$$\Pi = \Omega + \omega \quad (3.7)$$

exceto em casos de órbita circular, onde não há periapse;(WEBER, 2023)

- Θ : anomalia verdadeira, nos dá a localização do satélite na órbita, varia de 0° a 360° e é indefinido para órbitas circulares;

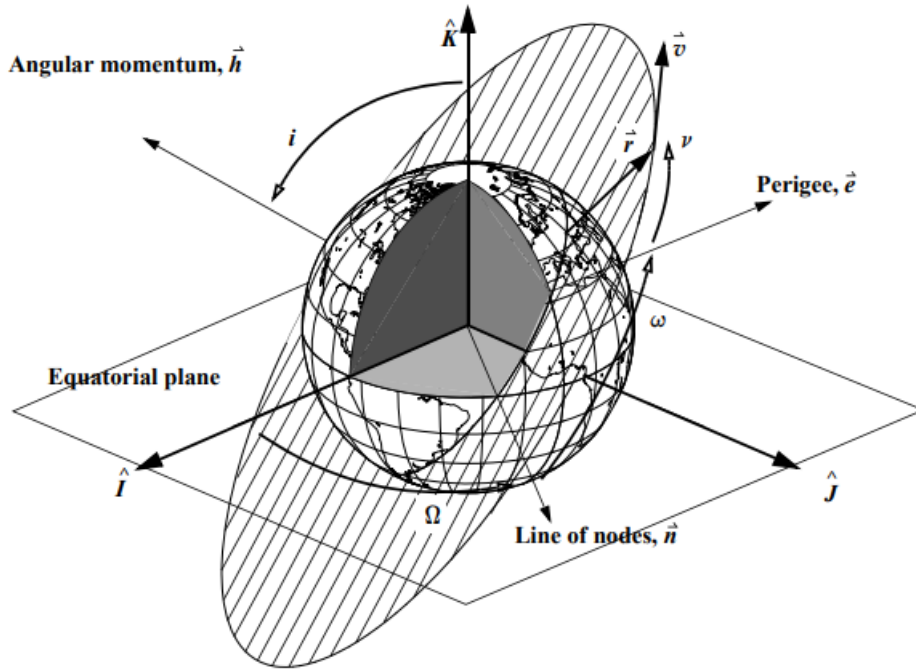


Figura 10 – Elementos orbitais. Fonte: Vallado (2013)

3.2 Reentrada atmosférica

A reentrada atmosférica é uma fase do movimento em que o *CubeSat* entra na atmosfera terrestre realizando uma trajetória de um ponto inicial até um ponto final, sendo esses pontos geralmente definidos como a Linha de Kármán e a superfície da Terra, respectivamente, figura 11.(GONÇALVES, 2010)

Ao entrar na atmosfera terrestre é submetido às forças gravitacional e arrasto, a força gravitacional atua puxando em direção à Terra enquanto o arrasto se dá pela composição do ar e o choque das partículas com o corpo sólido, assim desacelerando-o e também aquecendo-o.(AFFUL, 2013)

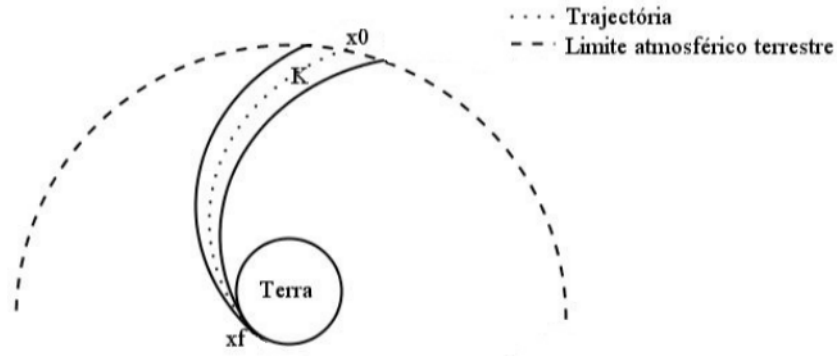


Figura 11 – Limite atmosférico/Linha de Kármán. Fonte: [Gonçalves \(2010\)](#)

A reentrada possui duas fases: fase orbital e fase atmosférica. A fase orbital é saída do veículo de sua órbita original, onde os propulsores são acionados e dá-se início a manobra orbital, a fase atmosférica se inicia, aproximadamente, em 100 km de altitude (Linha de Kármán) e voa em direção a Terra com ângulo adequado para melhor aproveitar o arrasto gerado pelo seu formato, figura 6. ([GONÇALVES, 2010](#)) Então, como a reentrada depende principalmente do ângulo de voo, considera-se dois tipos de reentrada: reentrada balística e reentrada elevatória.

3.2.1 Reentrada Balística

A reentrada balística, tem um perfil íngreme e curto e é realizada quando o *CubeSat* não desenvolve nenhuma sustentação e apenas a gravidade e o arrasto aerodinâmico são as forças atuantes, havendo um equilíbrio entre velocidade e arrasto, assim é necessário que a desaceleração seja rápida para que o paraquedas seja acionado e haja um pouso seguro.

Neste caso dois coeficientes são importantes de serem determinados, o coeficiente de arrasto C_D e o coeficiente balístico C_B , dados pelas equações 3.8 e 3.10, respectivamente

$$C_D = \frac{D}{q_\infty A} \quad (3.8)$$

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (3.9)$$

onde D é a força de arrasto, A é a área da seção transversal do *CubeSat* e q_∞ é a pressão dinâmica.

$$C_B = \frac{M}{C_D A} \quad (3.10)$$

Na equação 3.10, C_D é o coeficiente dado na equação 3.8, m a massa e A a área da seção transversal do *CubeSat*.

Assim o valor da desaceleração e da altitude onde ela ocorre pode ser calculada a partir das equações 3.11 e 3.12

$$a_{max} = \frac{V_r^2 \beta \sin \gamma}{2e} \quad (3.11)$$

$$H_{a_{max}} = \frac{1}{\beta} \ln \frac{\rho_0}{C_B \beta \sin \gamma} \quad (3.12)$$

onde

- V_r que é a velocidade de reentrada, pode ser obtida pela equação 3.21
- β é o escalar de altura atmosférico, igual a $0,000139m^{-1}$
- γ ângulo de reentrada
- ρ_0 densidade ao nível do mar
- e número de Euler

3.2.2 Reentrada Elevatória

Na reentrada elevatória o *CubeSat* deve possuir uma espécie de asa onde a trajetória descrita é semelhante ao voo de uma aeronave. Nesse caso, o satélite entra na atmosfera com um alto ângulo de ataque que gera sustentação aerodinâmica que permite um curso mais longo, um controle maior e realizar pousos precisos.

A direção do voo gera uma força de sustentação aproximada porém menor que a força de arrasto, havendo uma elevação significativa pode ocorrer a modulação dos níveis de fluxo durante a reentrada. É um tipo de reentrada complexa de ser analisada pois as soluções são baseadas em simplificação de hipótese. (GONÇALVES, 2010)

Considerando a Terra esférica e a aceleração gravitacional, pode-se descrever as equações do movimento a seguir:

Variação de velocidade:

$$\frac{\partial v}{\partial t} = -\frac{g_0 r_0^2}{r^2} \sin \gamma - \frac{1}{2} \rho v^2 \frac{SC_D}{M} \quad (3.13)$$

Variação de ângulo da trajetória de voo:

$$\frac{\partial \gamma}{\partial t} = -\frac{g_0 r_0^2}{r^2} \frac{\cos \gamma}{v} + \frac{1}{2} \rho v \frac{SC_L}{M} \cos B + \frac{v}{r} \cos \gamma + 2\Omega \sin \chi \cos \gamma \quad (3.14)$$

Para realizar a mudança de órbita é necessário que o *CubeSat* possua propulsores, sendo assim uma manobra impulsiva, para que possa ter pequenos disparos a fim de produzir uma mudança de velocidade (Δv) necessária. Manobras impulsivas consideram a posição como fixa, sendo alterada apenas a velocidade, essa convenção é satisfatória nos casos em que a posição pouco se altera enquanto há disparos nos propulsores, essa mudança no Δv pode representar uma mudança apenas na magnitude da velocidade, chamada de *pumping maneuver*, na direção do vetor velocidade, chamada de *cranking maneuver* ou em ambos. A magnitude de Δv está relacionada com a massa de propelente consumido Δm pela seguinte equação

$$\frac{\Delta M}{M} = 1 - e^{-\frac{\Delta v}{I_{sp}g_0}} \quad (3.19)$$

onde M é massa do *CubeSat* antes de consumir propelente, g_0 é a aceleração da gravidade a nível do mar e I_{sp} é o impulso específico do propelente utilizado, sendo o impulso específico definido por

$$I_{sp} = \frac{E}{\Delta p_0} \quad (3.20)$$

onde E é o empuxo e Δp_0 é a taxa de consumo do propelente a nível do mar.

3.3.1 Transferência de Hohmann

A manobra de transferência de Hohmann é um exemplo de manobra impulsiva, é considerada energeticamente mais eficiente para uma transferência entre duas órbitas coplanares e com mesmo foco, onde é necessário dois impulsos para completar a manobra. A transferência de Hohmann descreve uma trajetória elíptica, entre a órbita original e a órbita destino, que tangencia ambas, figura (13).

O Δv total é mesmo para ambas as direções de transferência, pois nesse caso a magnitude de Δv é o que importa.

Como a transferência de Hohmann é uma manobra de duas fases, é necessário obter as velocidades em ambas órbitas, parâmetros como semi-eixo maior a , excentricidade e e assim determinar os Δv 's necessários.

Velocidade orbital para órbita circular r_1

$$v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \quad (3.21)$$

sendo μ o parâmetro gravitacional, equação 3.2, e r_1 o raio da órbita 1.

Para velocidade orbital para órbita circular r_2

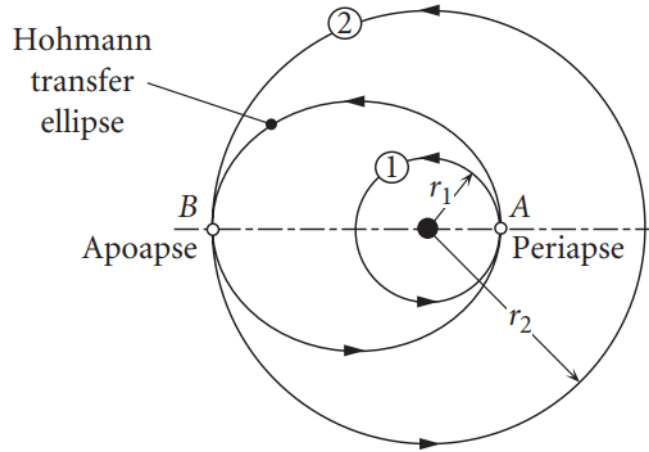


Figura 13 – Transferência de Hohmann. Fonte: [Curtis \(2005\)](#)

$$v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \quad (3.22)$$

sendo r_2 o raio da órbita 2.

A velocidade da órbita de transferência no periapse (v_{tp}) elíptica, com os parâmetros de semi-eixo maior a , excentricidade e

$$a = \frac{r_p + r_a}{2} = \frac{r_1 + r_2}{2} \quad (3.23)$$

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_p + r_a} = \frac{r_2 - r_1}{r_1 + r_2} \quad (3.24)$$

$$v_{tp} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_1} - \frac{2}{r_1 + r_2} \right)} \quad (3.25)$$

Assim podemos obter o primeiro impulso Δv_A , sendo uma trajetória de A para B como a figura 13

$$\Delta v_A = v_{tp} - v_1 = \frac{\mu}{r_1} \left(\frac{2r_2}{r_1 + r_2} - 1 \right) \quad (3.26)$$

Agora obtendo a velocidade da órbita de transferência no apoapse v_{ta} , conseguimos determinar o Δv_B e o Δv_{total}

$$v_{ta} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_2} - \frac{2}{r_1 + r_2} \right)} \quad (3.27)$$

$$\Delta v_B = v_2 - v_{ta} = \frac{\mu}{r_2} \left(1 - \frac{2r_1}{r_1 + r_2}\right) \quad (3.28)$$

$$\|\Delta v_{total}\| = \|\Delta v_A\| + \|\Delta v_B\| \quad (3.29)$$

O tempo de voo da manobra é dado pela metade do período de uma elipse, equação 3.30, já que para efetuar a transferência de órbita é percorrida apenas metade da órbita elíptica em que o *CubeSat* entra após o primeiro Δv .

$$\tau = \frac{\pi}{2} \sqrt{\frac{(r_1 + r_2)^3}{2\mu}} \quad (3.30)$$

3.4 Requisitos de Missão

A definição e análise dos requisitos de uma missão espacial constituem uma etapa fundamental no ciclo de vida de projeto, pois estabelecem os parâmetros que irão guiar todas as decisões subsequentes de engenharia. Segundo Wertz e Larson(1999), a análise de requisitos é um processo sistemático e iterativo que visa traduzir os objetivos estratégicos e operacionais da missão em especificações técnicas e funcionais claras, mensuráveis e verificáveis.

3.4.1 Definição dos Objetivos da Missão

A formulação dos objetivos da missão representa o primeiro passo e envolve a definição clara do propósito da missão espacial. Esses objetivos devem responder a questões como “o que se pretende alcançar?” e “qual é o benefício esperado com a realização da missão?”. O custo é uma limitação fundamental para quase todas as missões espaciais e está se tornando cada vez mais, por isso é necessária a análise e decisões de requisitos principais e secundários visando tanto reduzir o custo quanto obter o maior retorno possível do investimento espacial.

No contexto de veículos de reentrada, os objetivos podem envolver, por exemplo, a recuperação de cargas úteis, a demonstração de tecnologias de escudo térmico ou a coleta de dados atmosféricos durante o processo de reentrada.

A tabela 1 mostra diferentes tipos de missões e suas características, evidenciando que o espaço permite exploração e uso de diferentes modos.

Tabela 1 – Características do espaço explorado por várias missões espaciais. Fonte: [Wertz e Larson \(1999\)](#)

Característica	Missões Relevantes	Grau de Utilização	Exemplos de Missão
Perspectiva Global	Comunicação Navegação Clima Monitoramento	setores maduros novos avanços	IntelSat GPS NOAA satellites DBS
Acima da Atmosfera	Observações Científicas	Estudo do universo	Telescópio espacial GRO Observatório IUE
Ambiente em Gravidade Zero	Processamento de materiais	Fase inicial Futuras aplicações	Instalação de espaço industrial ISS Comet
Recursos Abundantes	Industrialização espacial Exploração de asteroides Satélites de energia solar	Não há	Colonias espaciais Satélites de energia solar NEAP
Exploração Espacial	Exploração lunar e planetária Comprovações científicas Missões à cometas e asteroides	Voos iniciais realizados Pousos feitos ou planejados Exploração tripulada limitada	Apollo Galileo Bases em Marte

3.4.2 Estimativa Preliminar das Necessidades da Missão

Após a definição dos objetivos, realiza-se uma estimativa preliminar das necessidades da missão, que inclui a identificação dos usuários finais, das funções operacionais esperadas, dos ambientes operacionais e das restrições iniciais. Nesta etapa, busca-se mapear os requisitos funcionais em alto nível e antecipar recursos críticos, como necessidades de energia, comunicação, controle térmico e tolerância a falhas durante a reentrada atmosférica.

A formalização dos requisitos e restrições é a etapa em que os objetivos e necessidades são traduzidos em especificações técnicas. Os requisitos podem ser classificados em funcionais, de desempenho, ambientais, operacionais e de interface. Restrições, por sua vez, podem incluir limitações orçamentárias, cronogramas, capacidade de lançamento e compatibilidade com infraestruturas existentes. A figura 14 mostra uma curva hipotética entre custo e vida útil, porém esse gráfico é raramente seguido pois as curvas se alteram dependendo da missão e dos riscos.

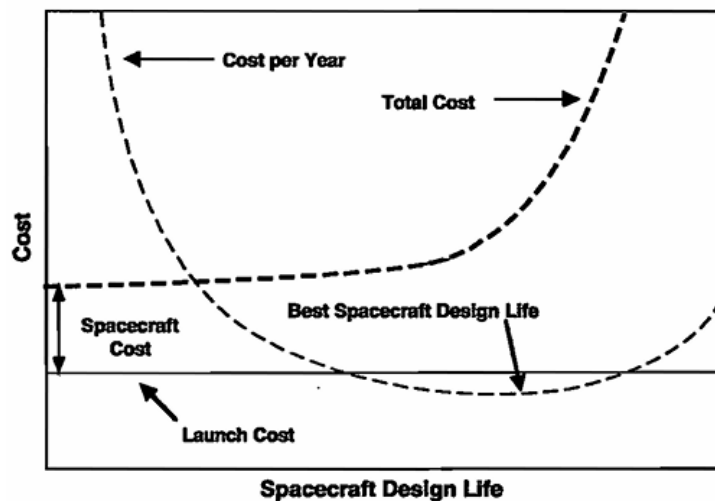


Figura 14 – Custo vs vida útil do satélite. Fonte: [Wertz e Larson \(1999\)](#)

Na missão do SPLASH, requisitos térmicos e estruturais são particularmente críticos.

3.4.3 Identificação de Conceitos Alternativos de Missão

Com base nos requisitos estabelecidos, são desenvolvidos conceitos alternativos de missão, considerando diferentes abordagens para alcançar os objetivos definidos. Essa é a primeira fase da caracterização da missão, que consiste em definir uma variedade de opções de como os elementos da missão, como tráfego de dados, arquitetura de comunicação, etc. irão funcionar, avaliar e selecionar o mais apropriado. A tabela 2 lista elementos de operação da missão e o que é discutido, visto que grande parte das missões espaciais são conceituadas para tráfego de informações. ([WERTZ; LARSON, 1999](#))

Tabela 2 – Elementos de operação do conceito de missão. Fonte: [Wertz e Larson \(1999\)](#)

Elementos	Discussão
Envio de dados	Como os dados de missão e de manutenção são gerados ou coletados, distribuídos e usados
Arquitetura de Comunicação	Como os diversos componentes do sistema irão se comunicar entre si
Tarefas agendamento e controle	Como o sistema decide o que fazer a longo e curto prazo
Cronograma de missão	O cronograma geral de planejamento, construção, implementação, operações, substituição e fim da vida útil

No caso de reentrada, alternativas podem incluir diferentes tipos de veículos, modos

de controle ou trajetórias.

3.4.4 Identificação de Arquiteturas Alternativas da Missão

Cada conceito de missão pode ser estruturado em arquiteturas alternativas que definem os elementos do sistema e suas interações, incluindo subsistemas como propulsão, navegação, escudo térmico, recuperação e telecomunicação. A escolha da arquitetura influencia diretamente a complexidade do projeto e o desempenho final da missão. O objetivo é definir um conjunto de arquiteturas para avaliação posterior, grande o suficiente para abranger todas as abordagens que ofereçam vantagens significativas, mas pequeno o suficiente para tornar a definição e a avaliação mais gerenciáveis. (WERTZ; LARSON, 1999)

Para identificação de arquiteturas de missão alternativas há 5 passos que podem ter impacto significativo no custo da missão e na complexidade, são eles:

- Identificar os elementos da missão sujeitos a troca: examina-se o conceito de missão básica e cada um dos oito elementos da missão à luz dos requisitos e restrições para determinar quais têm mais de uma opção.
- Identificar as principais opções para cada elemento: seleciona-se em um conjunto limitado de opções, assim, primeiro escolhemos as opções que se aplicam à missão e, em seguida, procura-se circunstâncias especiais que possam nos levar a considerar alternativas.
- Construir uma árvore de troca de opções disponíveis: para reduzir o número de opções é necessário identificar os *drivers* do sistema e colocá-los no topo da árvore. Os *drivers* são parâmetros que determinam em grande parte o custo e o desempenho do sistema.
- Podar a árvore de troca eliminando combinações irrealistas: redução de opções que sejam independentes da definição geral do conceito ou que sejam determinados pela seleção de outros elementos.
- Encontrar outras alternativas: arquiteturas alternativas não podem ser puramente mecânica. Para praticamente qualquer missão, podemos encontrar maneiras novas e melhores de fazer tudo o que os elementos básicos fazem.

3.4.5 Identificação dos Condutores de Projeto

De acordo com Wertz e Larson(1999), os condutores de projeto, ou *system drivers*, são fatores que mais impactam o desempenho global do sistema, são os principais parâmetros ou características da missão que influenciam o desempenho, o custo, o risco ou o cronograma e que podem ser controlados. Ao identificar esses condutores, deve-se determinar claramente qual tipo está sendo analisado, se motivadores de desempenho, custo, risco ou cronograma. E para identificá-los é necessário:

- Área de Interesse: identifique a área de interesse, tipicamente desempenho, custo, risco ou cronograma.
- Parâmetros que Medem a Área de Interesse: defina parâmetros numéricos que meçam a área de interesse identificada.
- Desenvolva Algoritmos de Primeira Ordem: desenvolva uma fórmula ou algoritmo para expressar a estimativa de primeira ordem do valor do parâmetro identificado acima.
- Examine os Fatores: examine cada um dos fatores na expressão identificada acima. Aqueles que podem ser ajustados e que têm o maior efeito nos resultados são os condutores do sistema.
- Procure por Possíveis "Fatores Ocultos": Examine cada um dos algoritmos de primeira ordem quanto a variáveis implícitas ou fatores que afetam mais de uma característica.

Para o SPLASH, fatores como o ambiente térmico extremo, os requisitos de desaceleração e controle da atitude, a robustez do escudo térmico e a precisão na recuperação do veículo. A identificação precoce desses condutores permite antecipar decisões críticas de projeto.

3.4.6 Caracterização da Arquitetura da Missão

A caracterização da arquitetura da missão envolve a descrição detalhada dos elementos do sistema, suas funções, interfaces e modos operacionais. A tabela 3 apresenta 10 etapas da caracterização e uma breve descrição.

Tabela 3 – Resumo do processo de caracterização do conceito. Fonte: [Wertz e Larson \(1999\)](#)

Etapa	Descrição
A	Definir o conceito preliminar da missão
B	Definir as características do objeto de estudo
C	Determinar a órbita ou características da constelação
D	Determinar o tamanho e desempenho da carga útil
E	Selecionar a abordagem das operações da missão: • Arquitetura de comunicações • Operações • Sistema de solo
F	Projetar a plataforma (ônibus espacial) para atender aos requisitos de carga útil, órbita e comunicações
G	Selecionar um sistema de lançamento e de transferência orbital
H	Determinar as estratégias de implantação, logística e fim de vida
I	Fornecer suporte de custos
J	Documentar e iterar

- **A** - Definir o conceito preliminar da missão: os principais elementos são, fornecimento de dados, tarefas, programação e controle; arquitetura de comunicações; e cronograma da missão.
- **B** - Definir as características do objeto de estudo: deve-se definir as características do assunto com base em informações conhecidas de serviços bem estabelecidos ou por meio de um estudo comercial envolvendo o restante do sistema.
- **C** - Determinar a órbita ou características da constelação: a órbita determina o tamanho e o custo do sistema de lançamento, influencia profundamente todas as partes do desenvolvimento e da operação da missão espacial. Combinada com o número de espaçonaves, ela determina todos os aspectos da cobertura de comunicação e do sensor espaço-terra e terra-espaço.
- **D** - Determinar o tamanho e desempenho da carga útil: a maior parte das cargas úteis em uma missão pode ser classificada em seis grandes grupos: sensoriamento ou observação, comunicações, navegação, coleta de amostras e medições locais, retorno de amostras, e suporte à vida e transporte da tripulação. As decisões relacionadas à

substituição de cargas úteis no nível do sistema geralmente envolvem o elemento do usuário, a escolha da órbita da missão e a distribuição das funções de apontamento e rastreamento entre os componentes da carga útil e da espaçonave.

- **E** - Selecionar a abordagem das operações da missão: normalmente, um centro de controle de operações da missão comanda e controla a espaçonave e fornece dados para o usuário.
- **F** - Projetar a plataforma para atender aos requisitos de carga útil, órbita e comunicações : A plataforma espacial e seus subsistemas são responsáveis por fornecer o suporte operacional à carga útil na órbita designada da missão, incluindo provisão de energia elétrica, execução de comandos, aquisição e processamento de dados, além de controle térmico. Esses subsistemas devem apresentar compatibilidade com a arquitetura de comunicações e o conceito de operações estabelecidos para a missão. A seleção do veículo lançador, em geral, baseia-se na otimização do custo para inserção da massa requerida na órbita-alvo ou na trajetória de transferência correspondente.
- **G** - Selecionar um sistema de lançamento e de transferência orbital: o sistema de lançamento escolhido geralmente determina o local de lançamento. A organização do local de lançamento fornece o processamento pré-lançamento, a verificação e a instalação do sistema de lançamento, geralmente na plataforma de lançamento.
- **H** - Determinar as estratégias de implantação, logística e fim de vida: Logística refere-se ao processo de planejamento estratégico necessário para assegurar o fornecimento e a sustentação dos recursos essenciais ao funcionamento contínuo de uma missão espacial ao longo de seu ciclo de vida. Historicamente, observa-se que a maior parte dos custos associados ao ciclo de vida da missão é consolidada até a conclusão da fase de definição do conceito. Por essa razão, é fundamental que, ainda nessa etapa inicial, sejam consideradas de forma criteriosa as estratégias operacionais, os requisitos de suporte, o reabastecimento e os mecanismos de manutenção envolvidos.
- **I** - Fornecer suporte de custos: A modelagem de custos dos elementos do sistema é essencial para dois propósitos principais: identificar a arquitetura de missão mais eficiente individualmente e realizar comparações entre diferentes arquiteturas no nível sistêmico. Nessa fase, o foco está na análise comparativa relativa, e não em estimativas absolutas de custo. Por esse motivo, admite-se um grau maior de incerteza nos métodos utilizados, desde que se mantenha a consistência na avaliação entre as alternativas.

A figura 15 mostra o fluxograma de atividades e como elas interagem entre si.

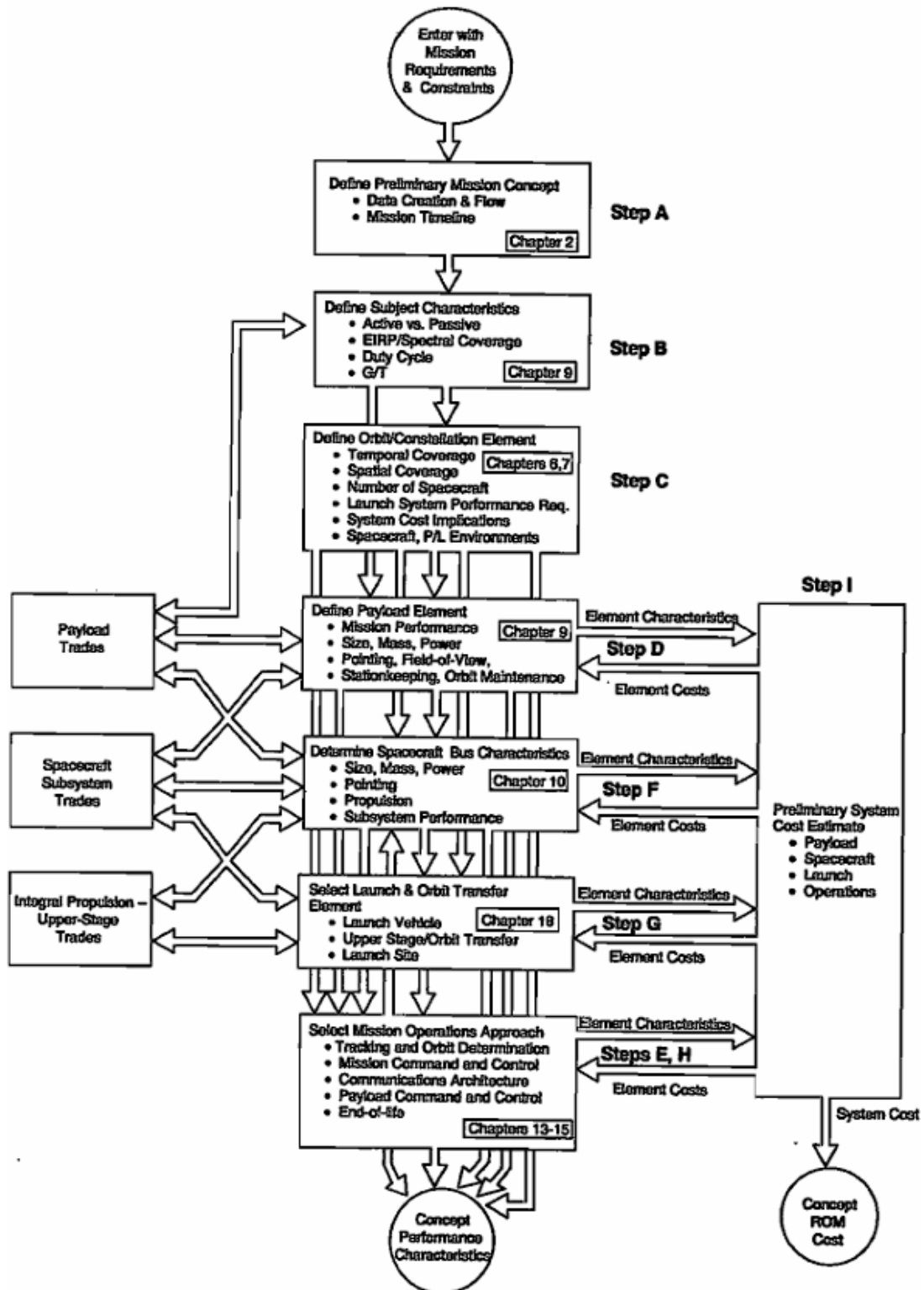


Figura 15 – Processo de caracterização da arquitetura de missão. Fonte: Wertz e Larson (1999)

É nesta etapa que se define, por exemplo, a sequência de eventos da reentrada, os parâmetros da trajetória, os modos de falha aceitáveis e os requisitos de redundância.

3.4.7 Identificação de Requisitos Críticos

Com base na caracterização da arquitetura, os requisitos críticos podem ser identificados, tais requisitos são aqueles cuja violação comprometeria o sucesso da missão. Não existe um mecanismo único para encontrar os críticos para qualquer missão específica, usa-se uma abordagem geral para identificação e a tabela 4 traz os requisitos críticos mais comuns.

Tabela 4 – Requisitos críticos mais comuns. Fonte: [Wertz e Larson \(1999\)](#)

Requisito	O que Afeta
Cobertura ou Tempo de Resposta	Número de satélites, altitude, inclinação, arquitetura de comunicações, campo de visão da carga útil, escalonamento, requisitos de pessoal
Resolução	Tamanho do instrumento, altitude, controle de atitude
Sensibilidade	Tamanho da carga útil, complexidade, processamento e controle térmico; altitude
Precisão de Mapeamento	Controle de atitude, conhecimento da órbita e da atitude, alinhamentos mecânicos, precisão da carga útil, processamento
Potência de Transmissão	Tamanho e potência da carga útil, altitude
Vida Útil em Órbita	Redundância, peso, orçamentos de potência e propulsão, seleção de componentes
Sobrevivência	Altitude, peso, potência, seleção de componentes, projeto do sistema espacial e terrestre, número de satélites, número de estações terrestres, arquitetura de comunicações

As abordagens gerais são:

- **Observe os requisitos principais de desempenho:** Na maioria dos casos, o requisito principal de desempenho será um dos requisitos críticos.
- **Examine a Tabela 4:** O próximo passo é observar a lista de requisitos na Tabela 4 e determinar quais dessas entradas impulsionam o projeto do sistema, o desempenho ou o custo.
- **Observe os requisitos de alto nível:** Examine cada um dos requisitos de alto nível estabelecidos quando os objetivos da missão foram definidos e determine atendê-los.
- **Procure por requisitos ocultos:** Em alguns casos, requisitos ocultos como a necessidade de usar tecnologias ou sistemas específicos podem dominar o projeto, o desempenho e o custo da missão.

No SPLASH, esses requisitos incluem a integridade estrutural do escudo térmico, a capacidade de controle da atitude durante fases supersônicas, e a confiabilidade dos sistemas de comunicação em condições extremas.

3.4.8 Utilidade da Missão

A utilidade da missão é um conceito que mede o valor gerado pela missão em relação aos seus custos, riscos e complexidade. Pode ser expressa por métricas de custo-benefício, cobertura operacional, capacidade de carga útil entregue ou conhecimento científico obtido. Avaliar a utilidade ajuda na priorização de conceitos e no apoio à tomada de decisão. Essa análise é usada para fornecer informações quantitativas para a tomada de decisões e fornecer feedback sobre o projeto do sistema. (WERTZ; LARSON, 1999)

- **Parâmetros de desempenho e medidas de eficácia:** Os parâmetros de desempenho quantificam o bom funcionamento do sistema, sem medir explicitamente se ele atende aos objetivos da missão, já as medidas de eficácia quantificam diretamente o quanto o sistema atende aos objetivos da missão.
- **Simulação da utilidade da missão:** Ao analisar a utilidade da missão, tenta-se avaliar numericamente as medidas de eficácia como uma função de custo e risco, mas isso é difícil de fazer. Normalmente usa-se os principais parâmetros do sistema, como o número de satélites, o peso total em órbita ou o tamanho da carga útil, como substitutos do custo.
- **Análise de missões comerciais e as ferramentas de utilidade de missão:** são fundamentais para avaliar a viabilidade técnica, econômica e operacional de projetos espaciais. Essas ferramentas auxiliam na tomada de decisões estratégicas, considerando fatores como custo, desempenho, risco e retorno sobre o investimento.

3.4.9 Seleção do Conceito de Missão

Por fim, a seleção do conceito de missão baseia-se em uma análise comparativa entre as alternativas propostas, considerando critérios técnicos, econômicos e operacionais. Técnicas como matrizes de decisão, análise multicritério e ponderação de riscos são comumente utilizadas. A solução escolhida deve apresentar o melhor equilíbrio entre desempenho, custo, viabilidade e alinhamento com os objetivos da missão. A decisão de ir/não ir depende de apenas alguns fatores, sendo os mais importantes:

- O sistema proposto atende aos objetivos gerais da missão?
- Ele é tecnicamente viável?

- O nível de risco é aceitável?
- O cronograma e o orçamento estão dentro das restrições estabelecidas?
- Os resultados preliminares mostram que essa opção é melhor do que as soluções não espaciais?

Para o projeto SPLASH, a seleção do conceito de missão representa um momento decisivo que determina o sucesso técnico e operacional da missão. As decisões devem ser orientadas por critérios claros, modelagens confiáveis e uma compreensão aprofundada dos riscos envolvidos em cada processo analisado anteriormente.

3.5 Propulsão Espacial

O *State-of-the-Art of Small Spacecraft Technology*(2024), oferece uma análise abrangente das tecnologias de propulsão disponíveis para pequenos satélites, destacando sistemas que atingiram o *Technology Readiness Level* (TRL), 5 ou superior, abrangendo propulsão química, elétrica e abordagens emergentes.

A propulsão é fundamental para a operação e manobrabilidade de pequenos satélites, especialmente em missões que exigem mudanças de órbita, manutenção de posição ou desorbitação controlada. Com o aumento da complexidade das missões e a miniaturização dos satélites, houve um avanço significativo nas tecnologias de propulsão adaptadas para plataformas menores.

A NASA utiliza a escala TRL para avaliar a maturidade das tecnologias. No contexto da propulsão para pequenos satélites, o relatório foca em tecnologias que alcançaram TRL 5 ou superior, indicando que foram validadas em ambientes relevantes e estão próximas da aplicação operacional. Essa abordagem assegura que as tecnologias são viáveis para integração em missões reais.(NASA, 2024)

3.5.1 Propulsão Química

Os sistemas de propulsão química continuam sendo amplamente utilizados devido à sua alta densidade de energia e capacidade de fornecer empuxo imediato, possuem baixo impulso específico se comparado à propulsão elétrica mas possui razão empuxo-potência maior. Avanços recentes incluem o desenvolvimento de propelentes “verdes”, que são menos tóxicos e mais seguros para manuseio e armazenamento. Esses propelentes oferecem desempenho comparável aos tradicionais, com benefícios adicionais em termos de segurança e sustentabilidade.

Os sistemas monopropelentes de hidrazina usam estruturas de catalisador para decompor a hidrazina e produzir gases quentes. Os propulsores e sistemas de hidrazina

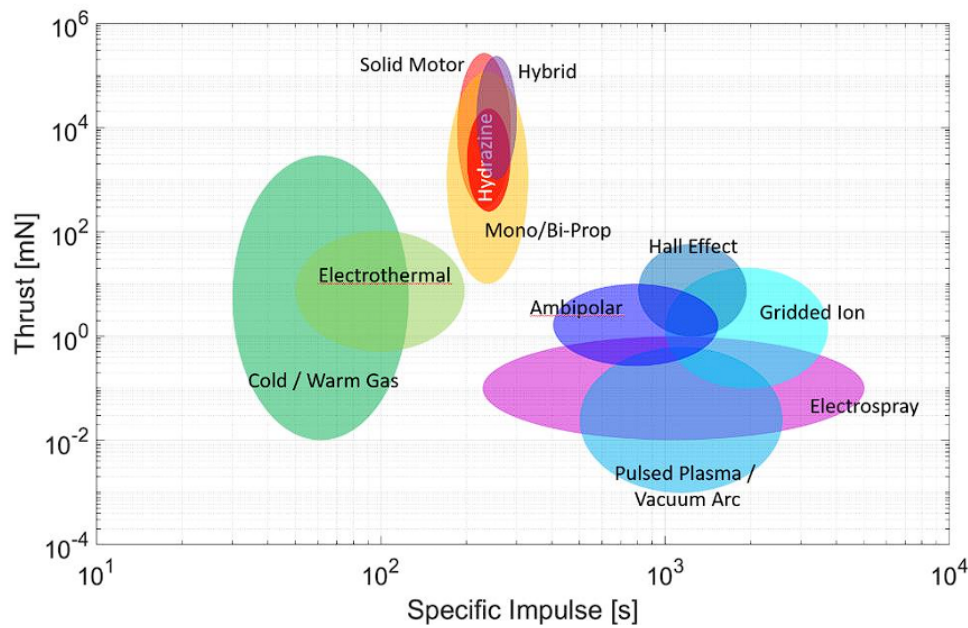


Figura 16 – Empuxo versus impulso específico de diferentes tipos de propulsão espacial. Fonte: NASA (2024)

têm sido amplamente utilizados desde a década de 1960. A baixa massa e o volume dos sistemas de propulsão de hidrazina antigos os tornam adequados para lançadores de espaçonaves pequenas, e alguns propulsores de hidrazina usados em espaçonaves grandes podem ser adaptados como sistema de propulsão principal para tais espaçonaves. Os propulsores de hidrazina possuem impulso específico entre 200-235 segundos, figura 16. Contudo, propelentes de hidrazina e seus derivados produzem gases tóxicos, corrosivos e cancerígenos, por esses motivos sistemas propulsivos usam alternativas chamadas de "propelentes verdes", esses propulsores alternativos não são necessariamente benignos, mas não apresentam riscos de vapor.

A tabela 5 abaixo mostra o intervalo de empuxo e de impulso específico para diferentes tipos de tecnologia de propulsão química.

Tabela 5 – Intervalo de empuxo e de impulso específico - Propulsão Química. Fonte: NASA (2024)

Tecnologia	Empuxo	Impulso Específico(sec)
Monopropelente de Hidrazina	0.25 – 28 N	180 – 285
Mono e Bipropelente alternativo	50 mN – 22 N	150 – 310
Híbridos	8 – 222 N	215 – 300
Gás Frio	10 μ N – 3.6 N	40 – 110
Motores sólidos	37 – 461 N	187 – 269

Diferentes motores com diferentes tecnologias já foram testadas em voos e até mesmo utilizadas em missões, tais como, o propulsor *High Performance Green Propulsion* (HPGP) da ECAPS, o *Micro Propulsion System* (MiPS) da VACCO e o *Halcyon Avant*

da *Benchmark Space Systems*, cada um deles fazendo uso de um tipo de propulsão química ou integrando dois tipos simultaneamente.



Figura 17 – *High Performance Green Propulsion* (HPGP). Fonte: [ECAPS \(2023\)](#)

Os propulsores HPGP possuem níveis de empuxo de 100 mN, 1N, 5N e 22N. Os propulsores HPGP de 1 N foram demonstrados em órbita na tecnologia *Prototype Research Instruments and Space Mission technology Advancement* (PRISMA), concluída em junho de 2011. ([NASA, 2024](#))

O propulsor HPGP de 1 N permite manobras de apogeu de alto empuxo, controle de reação e operações de proximidade para satélites. O propulsor opera com o monopropelente de baixa toxicidade LMP-103S com 1,3 vezes a densidade-Isp da hidrazina. Além disso, o LMP-103S oferece uma carga de espaçonave até 72% mais barata em comparação com a hidrazina, reduzindo o custo total do ciclo de vida da missão. O propulsor é armazenável a longo prazo (>15 anos) e permite “combustível na fábrica” para satélites de resposta rápida. Atualmente, mais de 25 satélites. ([ECAPS, 2023](#))

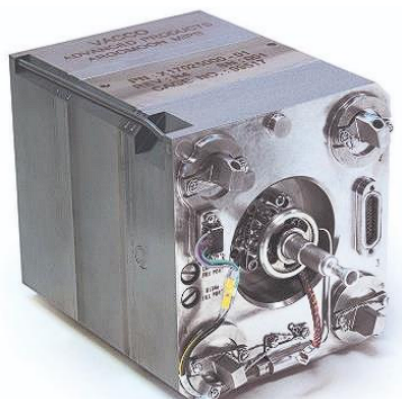


Figura 18 – *Micro Propulsion System* (MiPS). Fonte: [VACCO \(s.d.\)](#)

O MiPS da VACCO combina propulsão monopropelente verde e propulsão a gás frio em um único sistema para fornecer controle de atitude e manobras orbitais. O programa ArgoMoon, da Agência Espacial Italiana, utiliza o sistema de propulsão para atingir altos níveis de impulso total em um volume limitado, a fim de cumprir os requisitos da missão. O VACCO ArgoMoon MiPS tem aproximadamente 1,3U e utiliza um propulsor verde

de 100 mN para desenvolver 783 N-s de impulso total, o que proporciona 56 m/s de delta-V para um CubeSat de 14 kg. Os quatro propulsores de gás frio de 25 mN desenvolvem 72 N-s de impulso total. Cada propulsor opera independentemente para realizar manobras delta-V e ACS por meio de um controlador microprocessado integrado.([VACCO, s.d.](#))

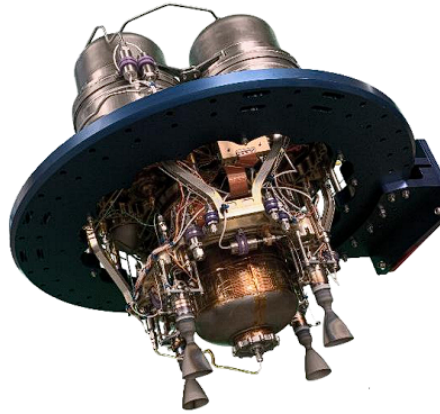


Figura 19 – *Halcyon Avant*. Fonte: [Systems \(2025\)](#)

A Benchmark Space Systems possui propulsores que podem ser usados com *High Test Peroxide* (HTP) como monopropelente ou como oxidante em uma combinação com um combustível. O sistema de propulsão bipropelente Halcyon Avant utiliza quatro propulsores 22N usando HTP e álcool isopropílico para o veículo de transferência orbital Sherpa-LTC2. O Sherpa-LTC2 foi lançado em um Falcon 9 em setembro de 2022. O veículo foi usado para elevar a órbita do satélite Varuna Missão de Demonstração Tecnológica Varuna em junho de 2021.([NASA, 2024](#))

3.5.2 Propulsão Elétrica

A propulsão elétrica no espaço é qualquer tecnologia de propulsão em que um propulsor é acelerado por meio da conversão de energia elétrica em energia cinética. A fonte de energia elétrica que a alimenta é historicamente solar, portanto, essas tecnologias são frequentemente chamadas de propulsão elétrica solar, embora outras fontes de energia, como reatores nucleares ou energia irradiada sejam possíveis. A conversão de energia ocorre por um dos três mecanismos: aceleração eletrotérmica, eletrostática ou eletromagnética.

A propulsão elétrica tem ganhado destaque pela sua eficiência e capacidade de fornecer impulso contínuo por longos períodos. Dentre as tecnologias elétricas, destacam-se:

- **Propulsores de Efeito Hall:** Utilizam campos elétricos e magnéticos para acelerar íons, oferecendo alta eficiência e impulso específico. São adequados para missões de longa duração e manobras precisas.

- **Motores de Íons:** Aceleram íons através de campos elétricos, proporcionando impulso específico elevado. São ideais para missões que requerem mudanças significativas de órbita.
- **Propulsores de Plasma Pulsado:** Geram impulso através da ablação de material sólido, como PTFE, por descargas elétricas. São compactos e adequados para pequenos satélites, oferecendo simplicidade e confiabilidade.

Essas tecnologias elétricas são particularmente vantajosas para pequenos satélites devido à sua eficiência e capacidade de operar com recursos limitados.

A tabela 6 abaixo mostra o intervalo de empuxo e de impulso específico para diferentes tipos de tecnologia de propulsão elétrica.

Tabela 6 – Intervalo de empuxo e de impulso específico - Propulsão Elétrica. Fonte: [NASA \(2024\)](#)

Tecnologia	Empuxo	Impulso Específico(sec)
Eletrotérmico	0.1 mN – 1 N	20 – 350
Eletrospray	20 μ N – 20 mN	225 – 3000
Íon em Grade	0.1 – 20 mN	500 – 3000
Efeito Hall	0.25 – 55 mN	200 – 1920
Propulsores de plasma pulsado e de arco a vácuo	4 – 500 μ N	87 – 3200
Ambipolar	0.5 – 17 mN	400 – 1100

Assim como os propulsores químicos, propulsores elétricos já são difundidos no mercado e estão cada vez mais presentes em missões, como por exemplo, o HT100 da SITAEL(20), o T5 *gridded-ion thruster*(21) e o *Fiber-Fed Pulsed Plasma Thruster* (FPPT)(22).



Figura 20 – HT100. Fonte: [SITAEL \(2025\)](#)

O *Hall Effect Thruster* (HET) HT 100 é o menor e mais potente HET já desenvolvido na Europa, cujo desempenho e características representam o estado da arte dessa tecnologia. Baseado em ímãs permanentes, o HT 100 HET foi projetado para executar tarefas de controle de órbita em microsatélites e tarefas de AOCS em minissatélites.([SITAEL, 2025](#))

As agências espaciais europeias e italianas selecionaram o SITAEL HT100 para um programa de validação em órbita para avaliar os recursos do dispositivo para manutenção orbital e reentrada acelerada de uma espaçonave pequena. A missão uHETSat será a primeira demonstração em órbita do HT100. A missão usará o propulsor para elevar e abaixar sua órbita em uma série de testes de verificação realizados durante um período planejado de dois anos.([NASA, 2024](#))



Figura 21 – T5 *gridded-ion thruster*. Fonte: [NASA \(2024\)](#)

O T5 é um propulsor de íons de grade da classe de 25 mN que voou com sucesso na missão GOCE da ESA, lançada em 2009, acumulando 36.000 horas de operação em um único propulsor.([RANDALL; LEWIS; CLARK, 2017](#)) Foram utilizados dois propulsores, um apenas como redundância, e proporcionou o controle do satélite de 1000kg em ambiente sem arrasto.[NASA \(2024\)](#)



Figura 22 – *Fiber-Fed Pulsed Plasma Thruster*. Fonte: [CUA \(2025\)](#)

O FPPT utiliza Teflon, propelente sólido totalmente atóxico, com exaustão benigna, sem problemas de corrosão ou obstrução do propelente, e oferece empuxo sob demanda sem necessidade de tempo de aquecimento. Desenvolvida pela Champaign-Urbana

Aerospace (CUA), o FPPT foi utilizado no cubesat DUPLEX 6U, fazendo parte do sistema de propulsão que continha um sistema Monofilament Vaporization Propulsion (MVP). (CUA, 2025)

O FPPT fornece uma propulsão primária de grande impulso total para microssatélites por meio da implementação de um novo mecanismo de armazenamento e fornecimento de propelente de fibra de PTFE, o Teflon. (NASA, 2024)

3.5.3 Abordagens Emergentes

Os sistemas de propulsão sem propulsor geram impulso por meio da interação com o ambiente circundante, por exemplo, pressão de fótons solares, campos magnéticos planetários, vento solar e pressões de plasma ionosférico e atmosferas planetárias. Quatro dessas tecnologias foram submetidas a demonstrações no espaço até o momento, incluindo velas solares, cabos, velas elétricas e dispositivos de arrasto aerodinâmico. Essas abordagens emergentes estão em diferentes estágios de desenvolvimento, mas representam avanços significativos no campo da propulsão para pequenos satélites.

A aplicação de tecnologias de propulsão em missões de reentrada atmosférica representa um dos maiores desafios no contexto dos pequenos satélites. A capacidade de manobrar de forma precisa e eficiente até uma trajetória de reentrada controlada é fundamental tanto para segurança quanto para sustentabilidade espacial.

Sistemas de propulsão que permitem o controle da órbita final e a desorbitação ativa podem garantir que o satélite entre na atmosfera de forma segura, reduzindo o risco de geração de detritos espaciais. Propulsores com boa relação empuxo-peso e que ocupam pouco volume são essenciais para essa tarefa, especialmente considerando as limitações de massa e volume típicas de cubesats e outros satélites pequenos.

Portanto, o estudo do estado da arte em propulsão não é apenas relevante para a operação orbital, mas também se torna um fator determinante no planejamento de missões que visam reentrada controlada, seja por razões científicas, ambientais ou regulatórias.

4 Metodologia

Por fundamentação teórica será justificada a possibilidade de uma reentrada atmosférica do *CubeSat* SPLASH através da manobra de transferência de órbita de Hohmann, evidenciando por meio de equações, os deltas de velocidades necessários e o tempo de voo da manobra, as leis da física relacionadas à dinâmica orbital, os elementos keplerianos, força gravitacional e perturbações, bem como a reentrada atmosférica e seus dois principais tipos, a reentrada balística e elevatória.

4.1 System Tool Kit - STK

As simulações serão realizadas via STK, *software* que permite a criação e configuração do ambiente operacional em que o *CubeSat* estará inserido, o que proporciona uma obtenção de dados precisos devido os diferentes modelos atmosféricos existentes na ferramenta e a otimização de elementos orbitais para uma melhor reentrada através da ferramenta *Analyzer*, *plug-in* existente dentro do STK.(ANSYS, 2023)

Ao inicializar o STK, insere-se um satélite para dar início à simulação, figura 23, e adiciona um satélite padrão, figura 24, ou um do banco de dados do STK ou pode-se adicionar uma geometria própria, figura 25, assim pode-se abrir a aba de propriedades e configurar o ambiente desejado. O tipo de propagador é o mais importante a ser selecionado, neste caso o propagador Astrogator, figura 26, é o ideal para o tipo de missão de reentrada atmosférica, essa ferramenta foi desenvolvida para ter alta fidelidade em qualquer tipo de trajetória em diferentes regimes, seja em LEO, GEO, Lunar/cislunar, entre outros (AGI, 2021).

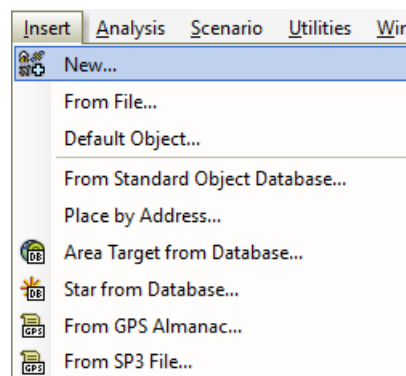


Figura 23 – Insere novo objeto. Fonte: Autor

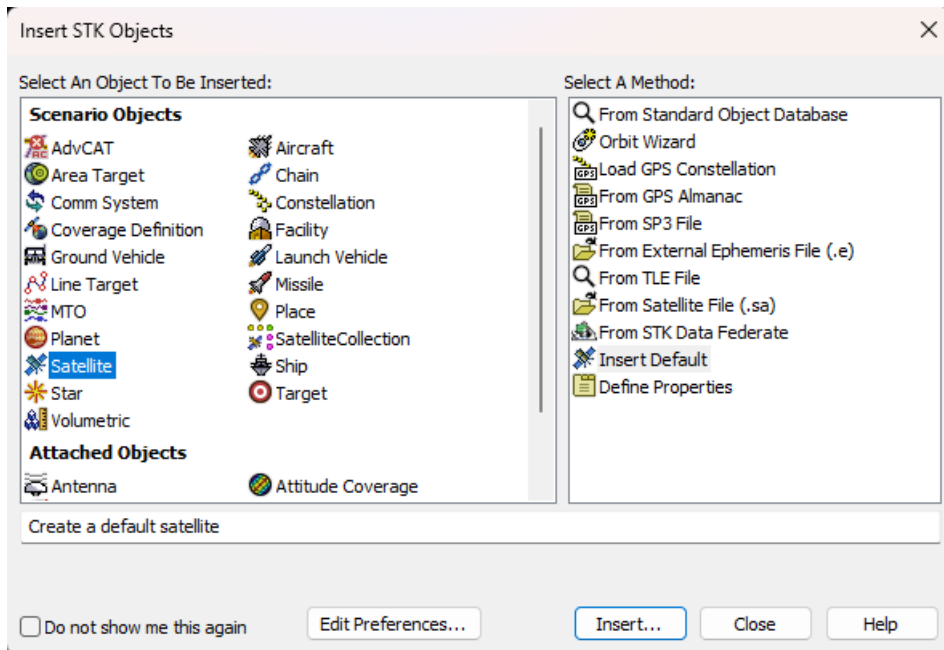


Figura 24 – Insere satélite no cenário. Fonte: Autor

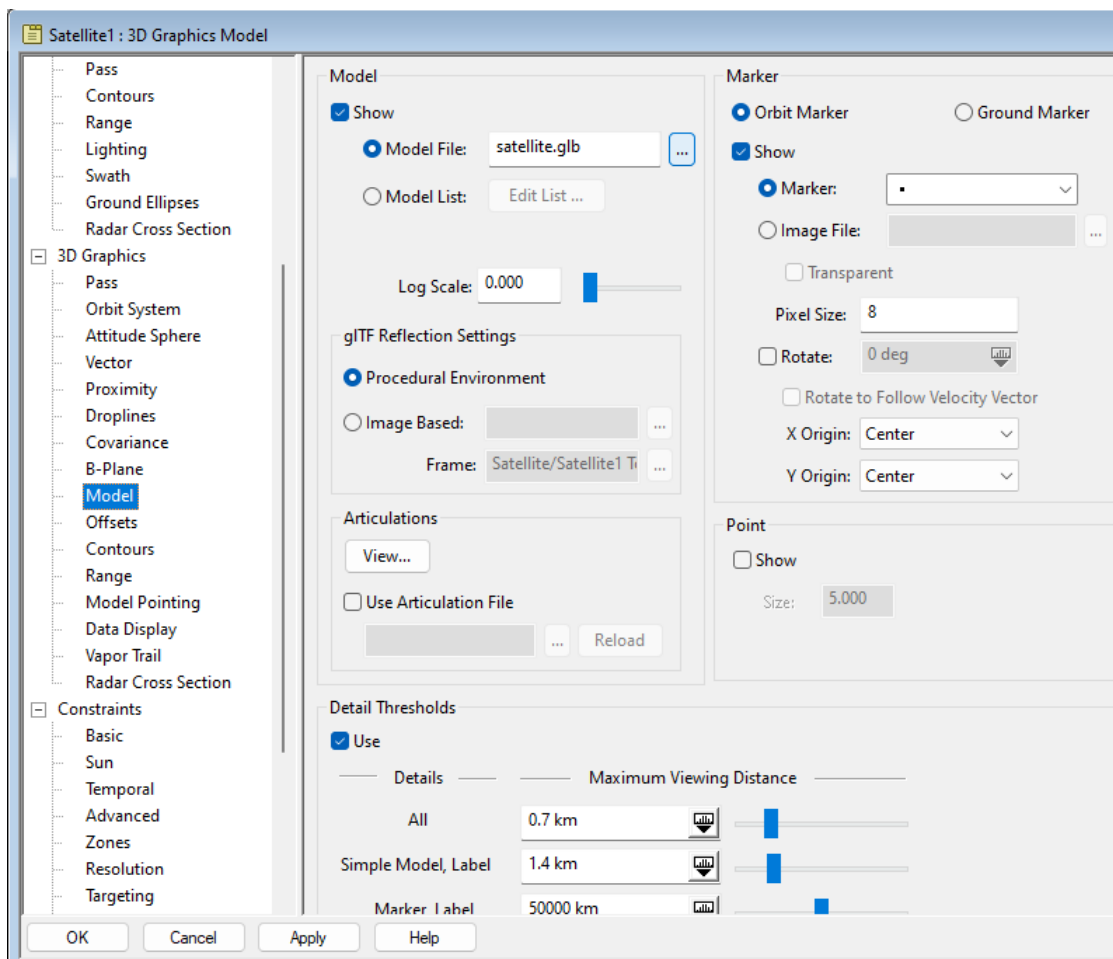


Figura 25 – Insere modelo próprio de satélite. Fonte: Autor

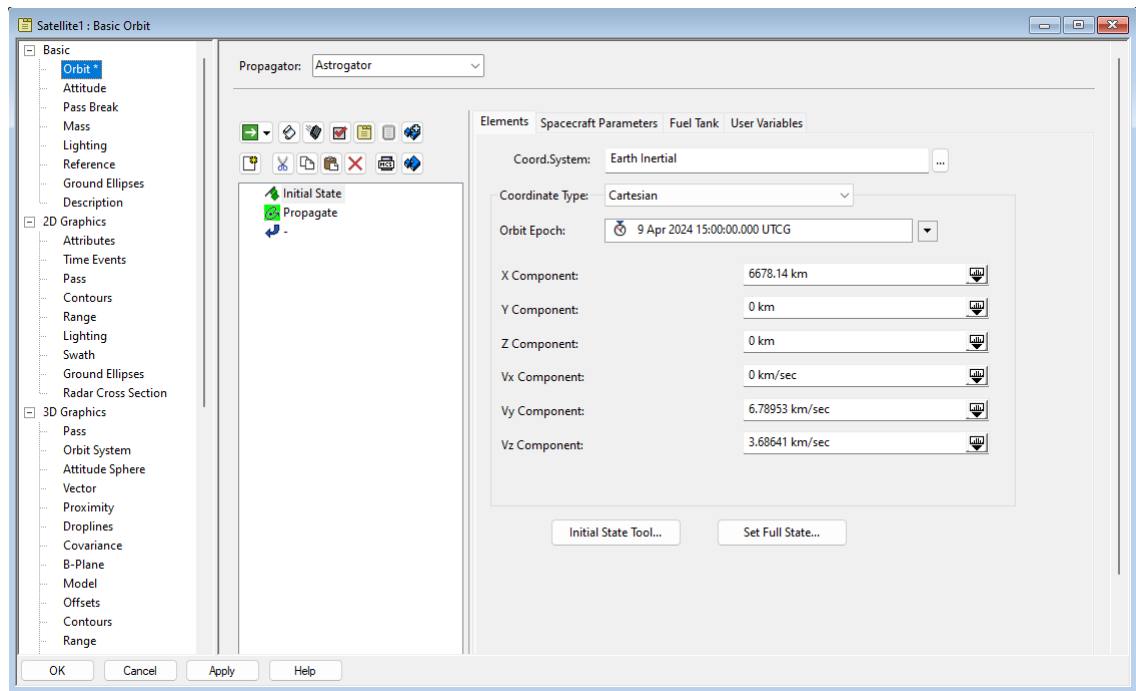


Figura 26 – Seleciona propagador Astrogator. Fonte: Autor

Com o Astrogator selecionado, configura-se a condição inicial do satélite de acordo com o tipo de coordenada, figura 27, podendo ser kepleriana, cartesiana, esférica, equinócia, dentre outras, com isso podendo configurar todos os elementos da órbita inicial do satélite, figura 28, e assim propagar ela pelo tempo que desejar e visualizá-la na janela 3D.

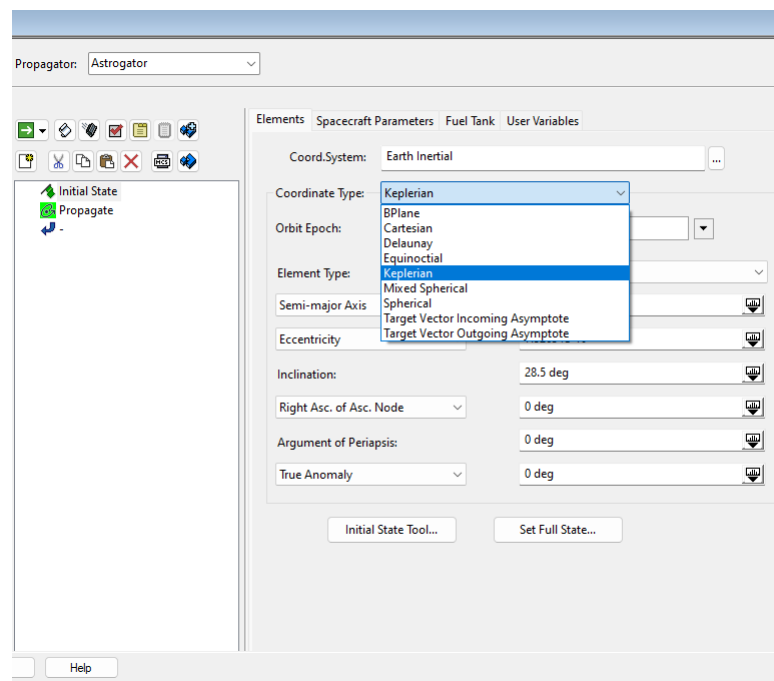


Figura 27 – Seleciona tipo de coordenadas. Fonte: Autor

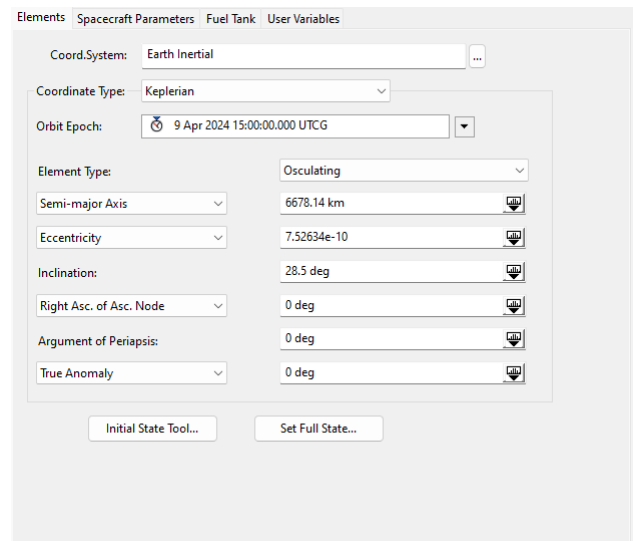


Figura 28 – Elementos keplerianos. Fonte: Autor

Com a órbita inicial configurada pode-se dar início à realização das manobras e têm-se dois modos diferentes, através de um cálculo analítico feito previamente e depois adicionar os Δv 's correspondentes à ferramenta de manobra, figura 29 e 30, onde alterando a opção de *Attitude Control* para *Thrust Vector* consegue-se alterar a velocidade no eixo pretendido, figura 31, ou através da ferramenta *Target Sequence*, figura 32, onde adiciona-se a ferramenta de manobra dentro de *Target Sequence*, figura 33, marca qual elemento deseja-se obter e clicando na opção *Results* selecionamos qual o objetivo da manobra, figura 34, após isso, configura-se o *Target Sequence*, figura 35 e 36, para a órbita desejada e assim o STK irá calcular automaticamente o Δv para alcançar a órbita escolhida.

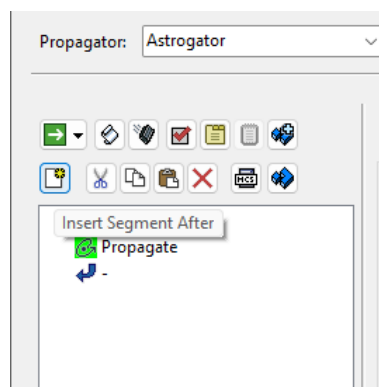


Figura 29 – Insere novo segmento. Fonte: Autor

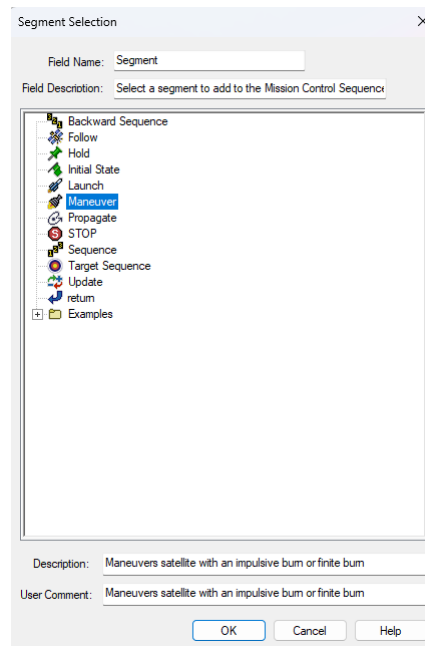


Figura 30 – Inserir Manobra. Fonte: Autor

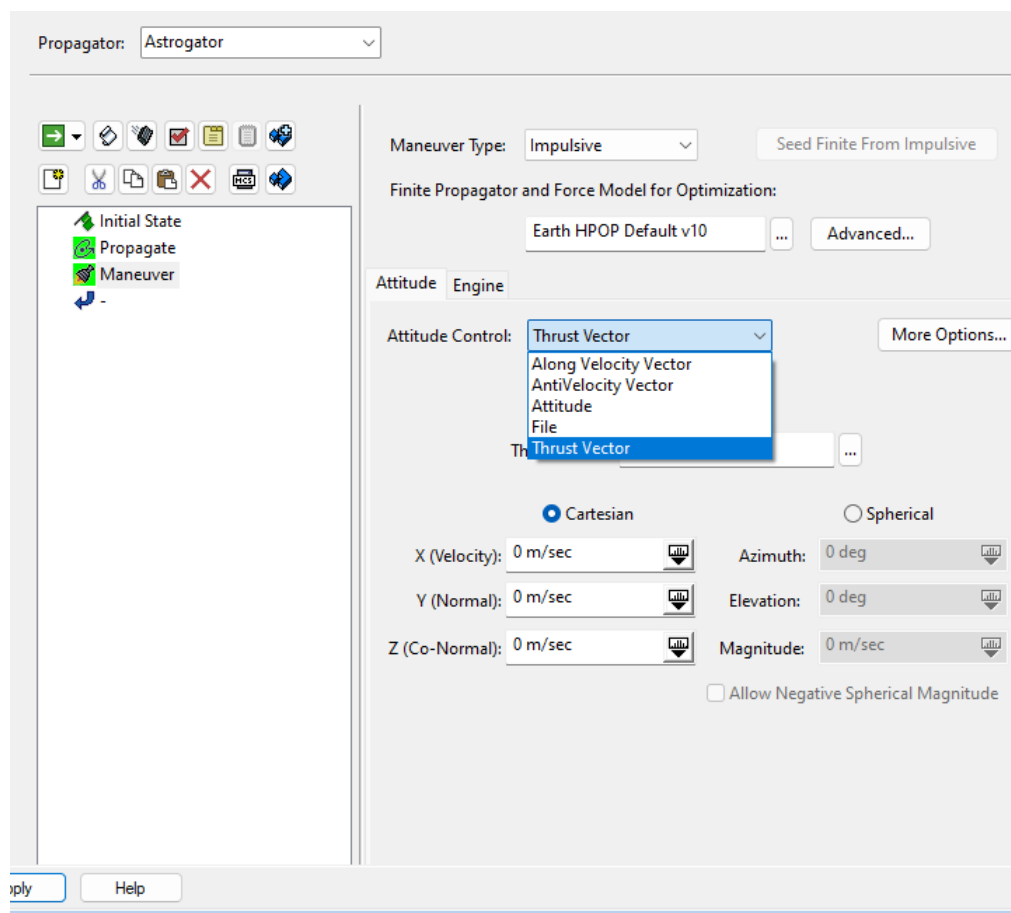


Figura 31 – Selecionar o controle de atitude. Fonte: Autor

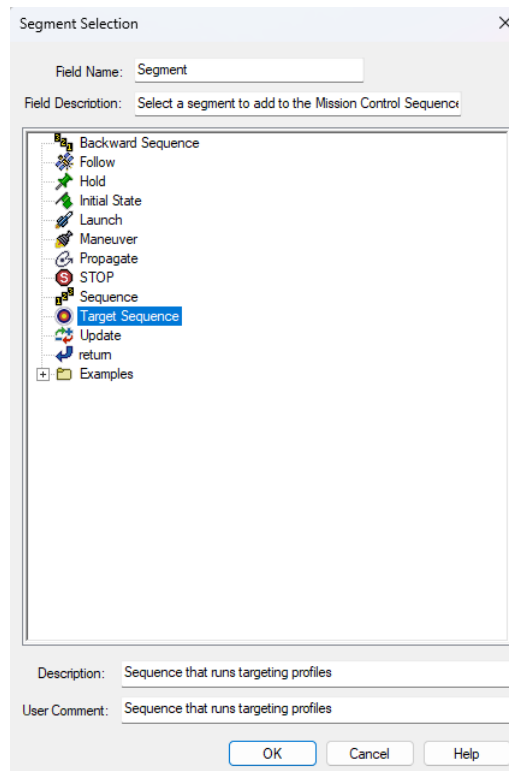


Figura 32 – Inserir *Target Sequence*. Fonte: Autor

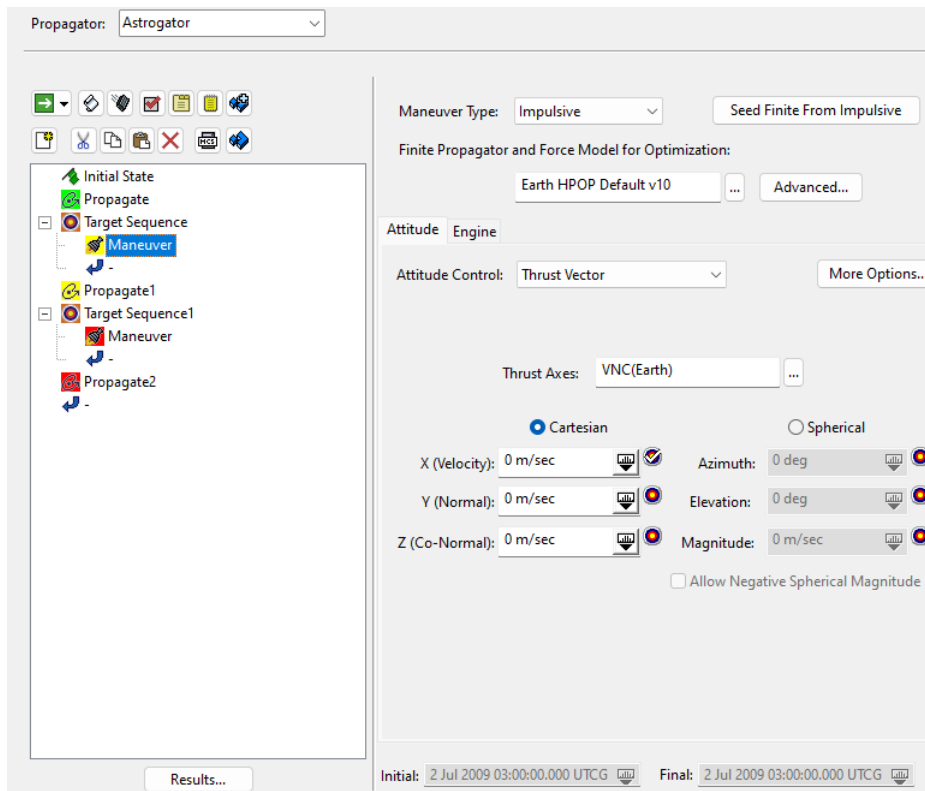


Figura 33 – Inserir manobra no *Target Sequence*. Fonte: Autor

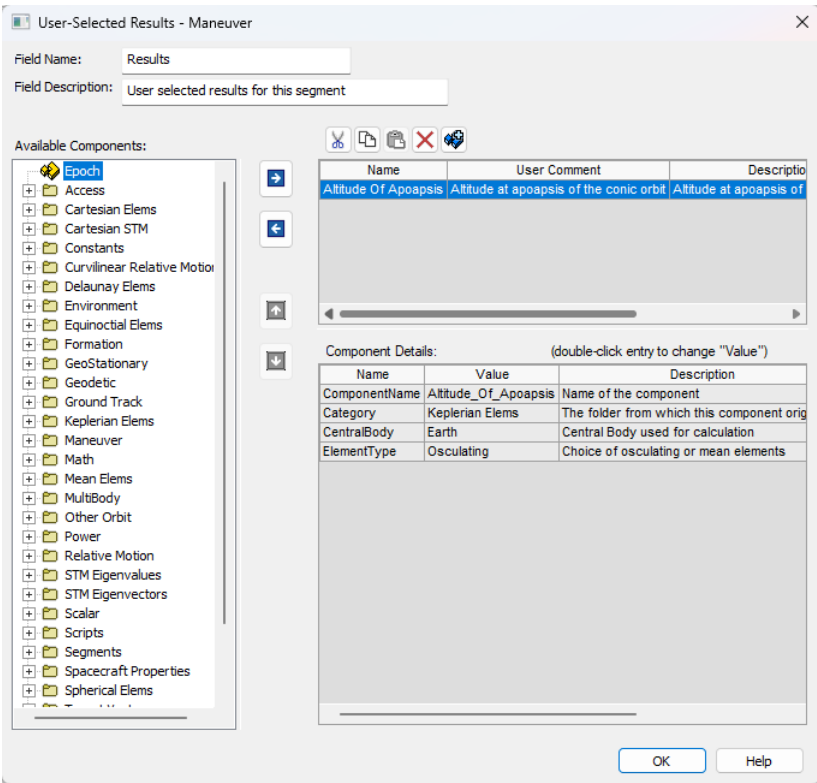


Figura 34 – Configura manobra no *Target Sequence*. Fonte: Autor

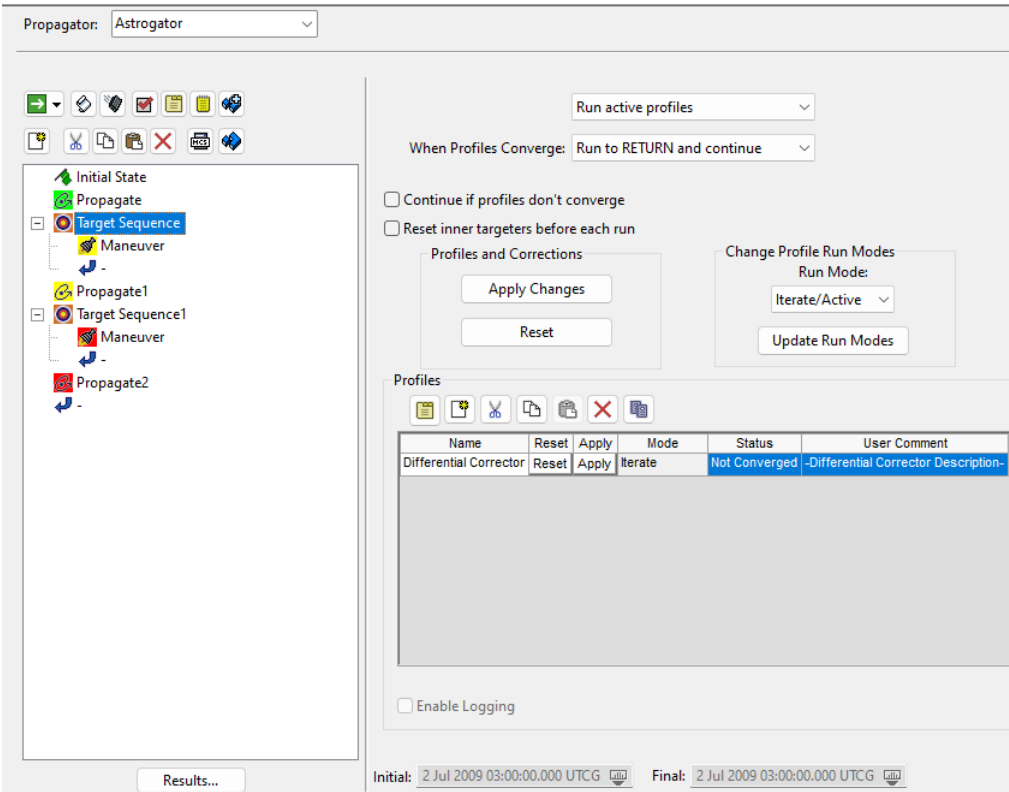


Figura 35 – Configura o *Target Sequence*. Fonte: Autor

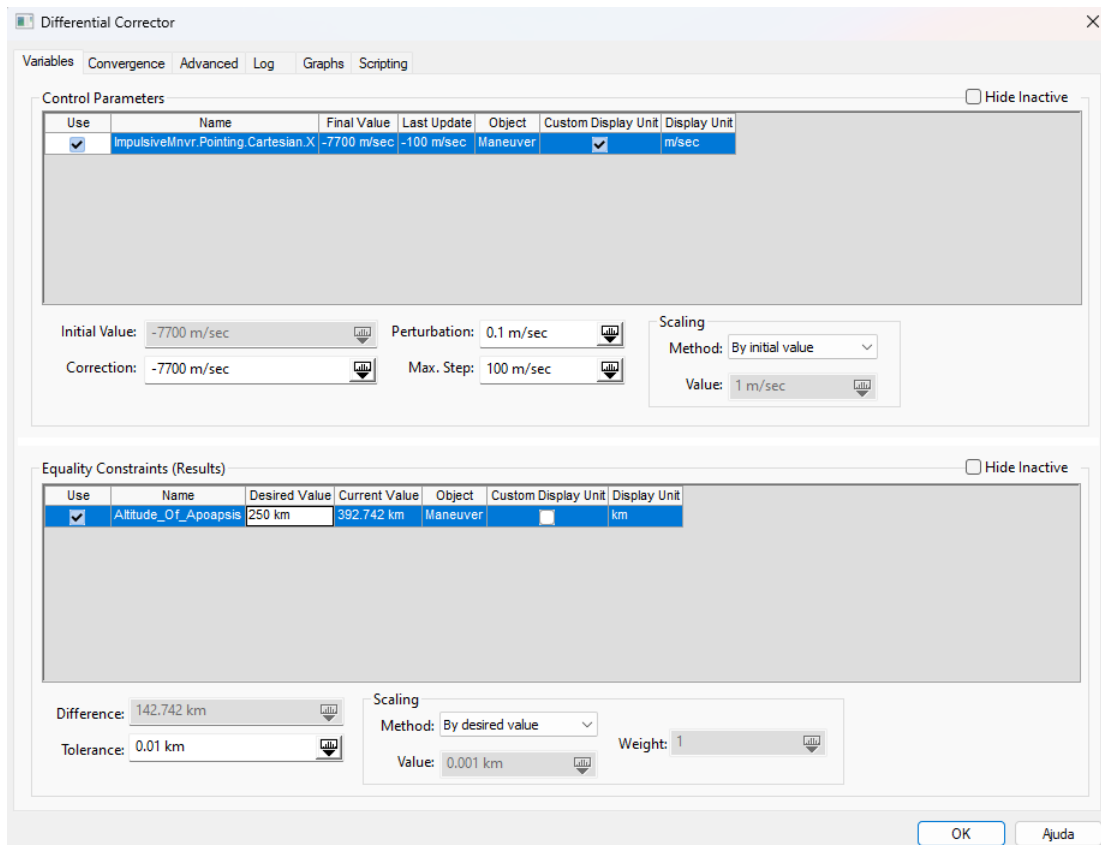


Figura 36 – Insere a altitude desejada. Fonte: Autor

4.2 Método de Monte Carlo

O Método de Monte Carlo consiste em uma abordagem estatística utilizada para resolver problemas matemáticos por meio da geração de variáveis aleatórias, sendo especialmente eficaz na análise de sistemas com múltiplos graus de liberdade, incertezas ou com funções de difícil manipulação analítica. Originalmente desenvolvido durante a década de 1940 no contexto do Projeto Manhattan, consolidou-se como uma técnica versátil e poderosa no âmbito da modelagem computacional (MAZIERO, 2010).

De acordo com Oliveira et al.(2021), o método se baseia na amostragem aleatória de variáveis distribuídas segundo leis estatísticas previamente conhecidas, permitindo estimar valores médios, probabilidades e distribuições de saída a partir de simulações repetidas. Suas principais características incluem:

- Facilidade de implementação computacional;
- Robustez em problemas de alta complexidade dimensional;
- Capacidade de modelar sistemas estocásticos e não determinísticos;
- Aplicabilidade em diferentes áreas da ciência e engenharia.

No contexto da engenharia aeroespacial, o Método de Monte Carlo é amplamente empregado em diversas frentes de pesquisa e desenvolvimento tecnológico, conforme descrito a seguir:

- Análise de confiabilidade e risco: simula milhares de cenários com falhas potenciais em sistemas embarcados, contribuindo para o planejamento seguro de missões espaciais e aeronáuticas;
- Dinâmica orbital e propagação de incertezas: permite avaliar o impacto de pequenas variações em parâmetros iniciais (posição, velocidade, massa, etc.) sobre a trajetória de veículos espaciais, por meio da geração de nuvens de partículas orbitais;
- Análise térmica estocástica: modela incertezas em propriedades físicas e condições de contorno para prever variações térmicas em componentes submetidos ao ambiente espacial;
- Otimização de missões: utilizado para explorar múltiplas soluções em problemas multivariados e não lineares, como o planejamento de manobras ou alocação de recursos em satélites.

Segundo Barros(2006), o método ainda serve de base para algoritmos mais sofisticados, como o Método de Monte Carlo com Cadeias de Markov (MCMC), amplamente utilizado em inferência Bayesiana e aprendizado de máquina.

Assim, sua adoção nesta pesquisa justifica-se pela capacidade de modelar incertezas naturais nos parâmetros físicos da reentrada atmosférica do CubeSat SPLASH, permitindo simulações confiáveis mesmo na ausência de dados determinísticos completos.

O código produzido, apêndice A.1, leva em consideração os dados iniciais de velocidade, altitude e latitude e longitude, que são as coordenadas do Brasil, para fazer o decaimento da altitude até que o raio da órbita seja o raio da Terra. A inserção de aleatoriedade foi feita nas variáveis de latitude e longitude de modo que essa variação modele possíveis perturbações que possam alterar a trajetória do Cubesat. O coeficiente balístico não foi utilizado pois depende do controle de atitude e o coeficiente de arrasto (C_D) foi utilizado pois é propriedade da geometria do SPLASH.

5 Resultados

Ao realizar as simulações, constatou-se que o objetivo inicial de realizar a manobra de transferência de Hohmann de 400 km à 120 km, ou mais próximo possível da linha de Kármán, tornou-se inviável, pois a segunda parte da manobra, que é realizar um Δv para circularizar a órbita próximo à 100 km, não seria possível, figura 37, dado que com a proximidade com a Terra a força de arrasto é maior e impede o *CubeSat* de completar a manobra e faça com que ele reentre na atmosfera sem estabilizar sua órbita.

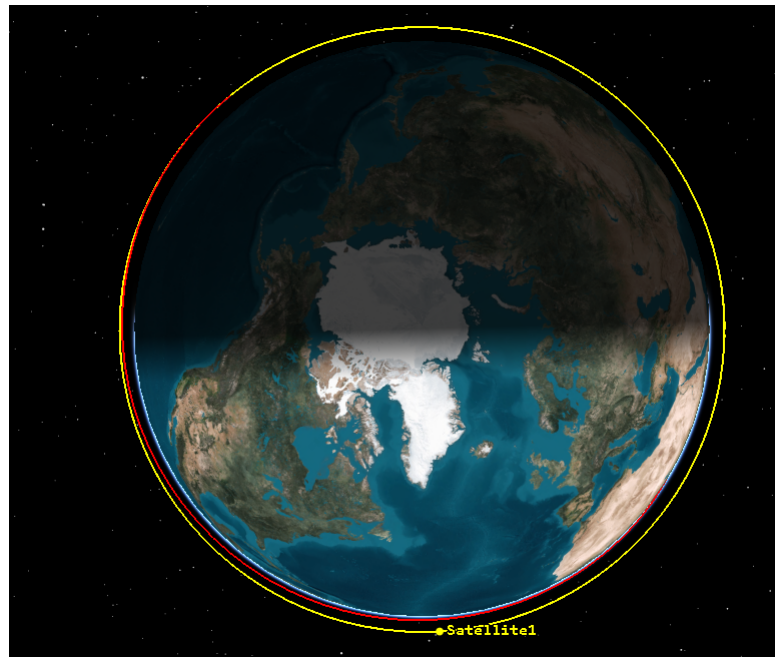


Figura 37 – Manobra de 400 a 120 km. Fonte: Autor

Tabela 7 – Δv 's para manobra de 400 à 120 km. Fonte: Autor

v_{c-400}	7669 m/s
v_{c-120}	7832 m/s
Δv_1	-86.2912m/s
Δv_2	-
Δv_{total}	-
τ	-

Como a manobra não é concluída, o STK não fornece dados exatos do Δv_2 e do tempo de manobra τ , tabela 7.

A solução para esse problema foi aumentar a altitude da órbita destino para que dessa forma o SPLASH consiga completar a manobra e realizar a reentrada. Assim, foi feito a simulação considerando a manobra de 400 à 200 km, figura 38, e os dados de Δv e tempo de manobra τ obtidos, estão na tabela 8.

5.1 Órbita Equatorial

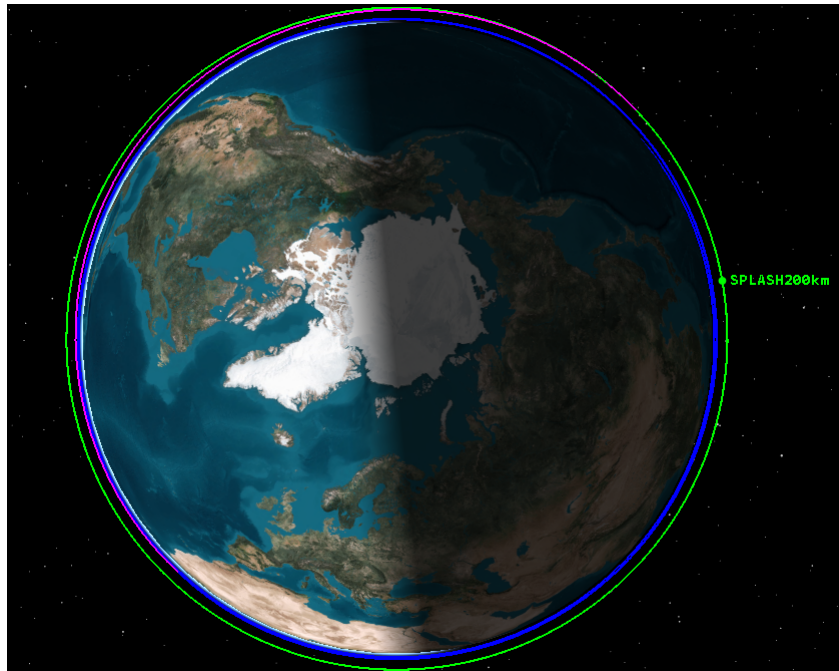


Figura 38 – Manobra de 400 a 200 km. Fonte: Autor

Tabela 8 – Δv 's para manobra de 400 à 200 km. Fonte: Autor

v_{c-400}	7669 m/s
v_{c-200}	7784 m/s
Δv_1	-62.5989 m/s
Δv_2	-62.1753 m/s
Δv_{total}	124.7742 m/s
τ	2754 s

Target Sequence.Differential Corrector: Finished: *CONVERGED* in 0 iterations. *Constraints Met*							
Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
...veMnvr.Pointing.Cartesian.X	-62.5989 m/sec	0 m/sec	...euver : Altitude Of Periapsis	200 km	199.989 k	-0.010537	0.1 km

Target Sequence1.Differential Corrector: Finished: *CONVERGED* in 0 iterations. *Constraints Met*							
Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
...veMnvr.Pointing.Cartesian.X	-62.1753 m/sec	0 m/sec	Maneuver : Eccentricity	0	0.000553	0.0005535	0.001

Figura 39 – Δv 's para completar a manobra. Fonte: Autor

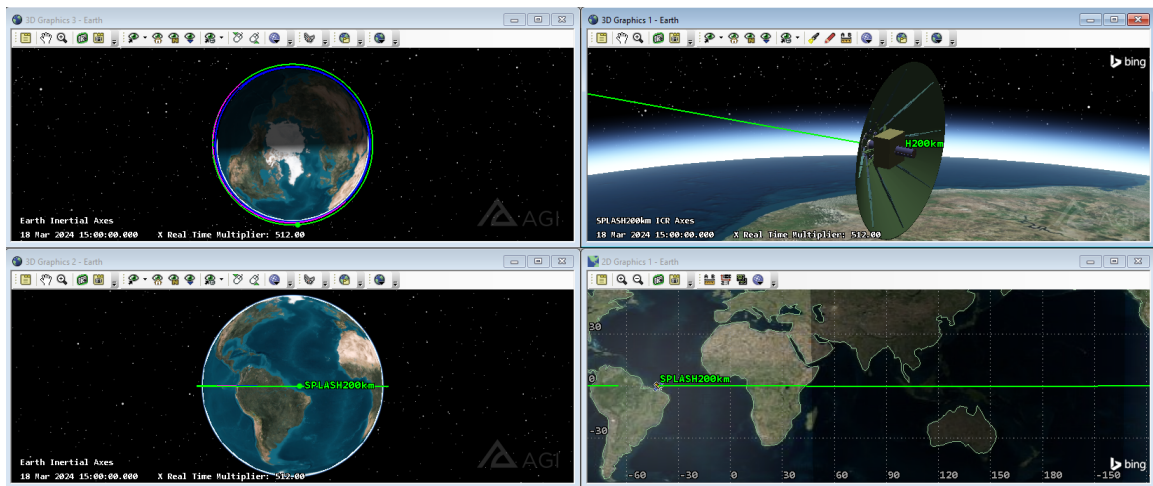


Figura 40 – Acompanhamento da manobra de 400 à 200km. Fonte: Autor

Satellite-200km: Orbit Lifetime

Time (UTCG)	Semi-parameter (km)	Semi-major Axis (km)	Eccentricity	Inclination (deg)
18 Mar 2024 15:44:14.831	6578.137055	6578.152364	0.00152551	0.134422
18 Mar 2024 17:12:38.677	6573.333954	6573.347527	0.00143697	0.134408
18 Mar 2024 18:40:59.100	6567.679501	6567.691181	0.00133355	0.134394
18 Mar 2024 20:09:11.922	6560.772596	6560.782172	0.00120816	0.134379
18 Mar 2024 21:37:15.161	6551.831048	6551.838229	0.00104689	0.134364
18 Mar 2024 23:05:05.230	6538.978189	6538.982545	0.00081624	0.134348
19 Mar 2024 00:32:33.330	6515.432364	6515.433368	0.00039259	0.134329

Figura 41 – Tempo de vida do SPLASH à 200 km. Fonte: Autor

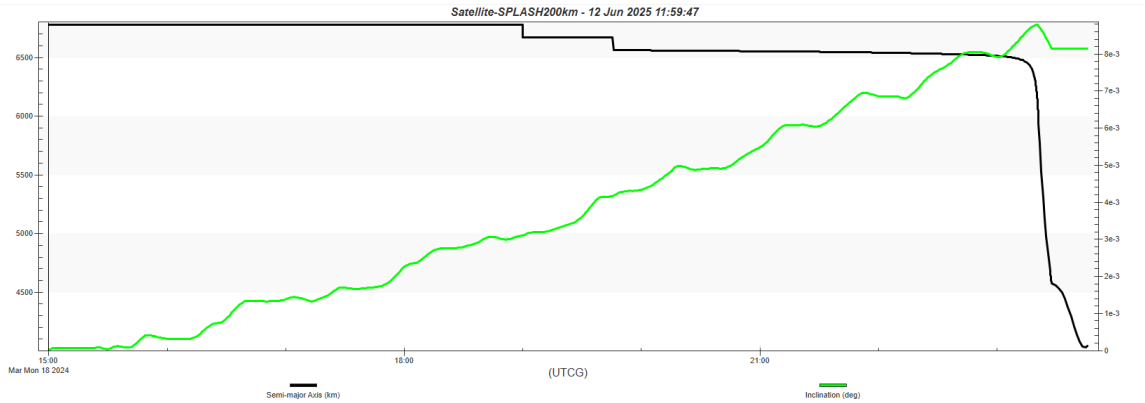


Figura 42 – Elementos orbitais da manobra de 400 a 200 km. Fonte: Autor

Com a altitude da órbita de destino definida, decidiu-se fazer simulações variando a inclinação, pois permite uma diversidade de missões, principalmente sobre o Brasil, assim foram realizadas simulações à 15°, 25° e 90° de inclinação.

5.2 Órbita à 15° de inclinação

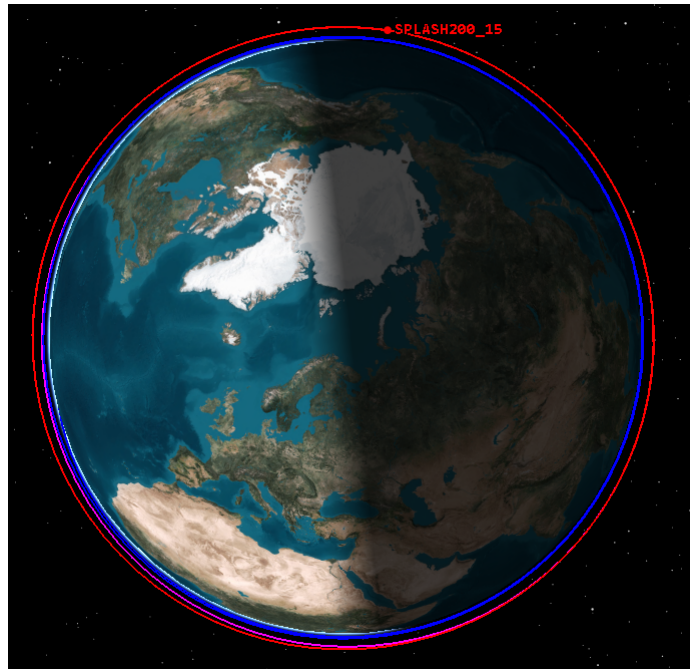


Figura 43 – Manobra de 400 a 200 km com 15° de inclinação. Fonte: Autor

Tabela 9 – Δv 's para manobra de 400 à 200 km com 15° de inclinação. Fonte: Autor

v_{c-400}	7407.16 m/s
v_{c-200}	7518.92 m/s
Δv_1	-62.1718 m/s
Δv_2	-63.942 m/s
Δv_{total}	126.1138 m/s
τ	2759 s

Target Sequence.Differential Corrector: Finished: *CONVERGED* in 0 iterations. *Constraints Met*							
Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
...veMnvr.Pointing.Cartesian.X	-62.1718 m/sec	0 m/sec	...euver : Altitude Of Periapsis	200 km	199.991 k	-0.008628	0.1 km

Target Sequence1.Differential Corrector: Finished: *CONVERGED* in 0 iterations. *Constraints Met*							
Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
...veMnvr.Pointing.Cartesian.X	-63.942 m/sec	0 m/sec	Maneuver : Eccentricity	0	0.000203	0.0002035	0.001

Figura 44 – Δv 's para completar a manobra com 15° de inclinação. Fonte: Autor

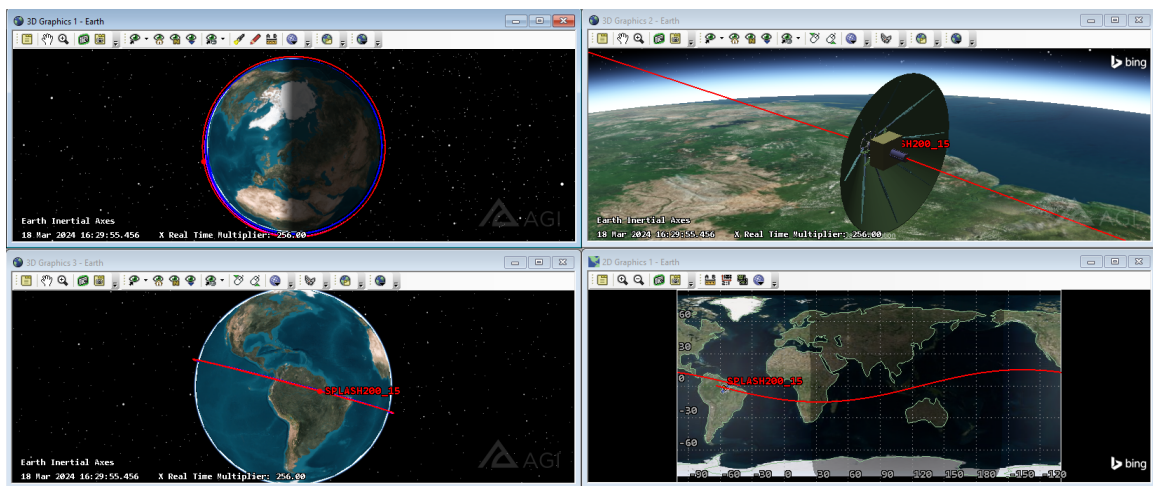


Figura 45 – Acompanhamento da manobra de 400 à 200 km com 15° de inclinação. Fonte: Autor

Satellite-200_15: Orbit Lifetime

Time (UTCG)	Semi-parameter (km)	Semi-major Axis (km)	Eccentricity	Inclination (deg)
18 Mar 2024 15:44:14.782	6577.466704	6577.480678	0.00145758	165.012510
18 Mar 2024 17:12:36.502	6571.578986	6571.591003	0.00135229	165.012311
18 Mar 2024 18:40:53.874	6564.394179	6564.404036	0.00122537	165.012067
18 Mar 2024 20:09:01.288	6555.116560	6555.123975	0.00106358	165.011751
18 Mar 2024 21:36:55.090	6541.873883	6541.878451	0.00083567	165.011300
18 Mar 2024 23:04:26.616	6518.216726	6518.217946	0.00043259	165.010492

Figura 46 – Tempo de vida do SPLASH à 200 km com 15° de inclinação. Fonte: Autor

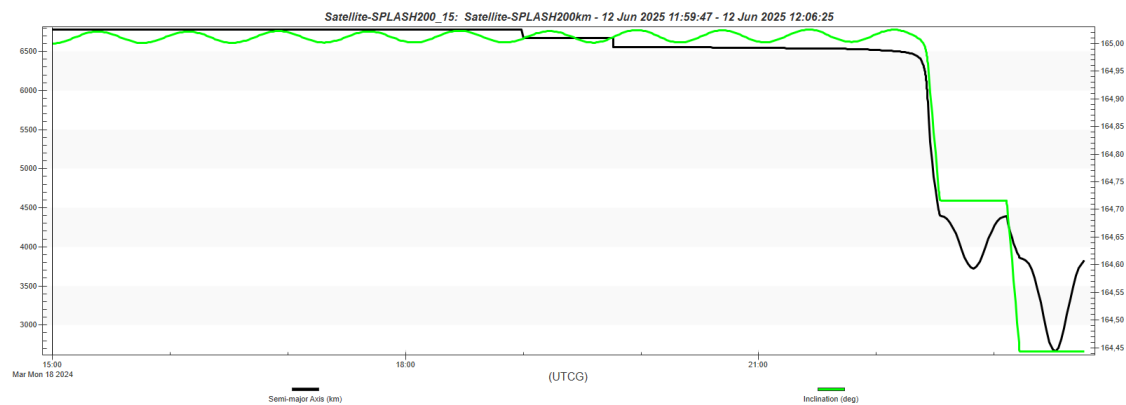


Figura 47 – Elementos orbitais da manobra à 200 km com 15° de inclinação. Fonte: Autor

5.3 Órbita à 25° de inclinação

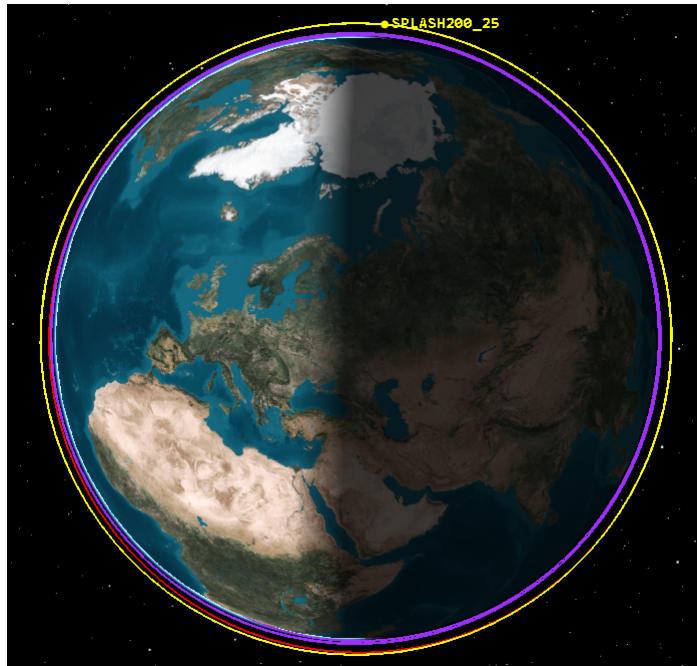


Figura 48 – Manobra de 400 a 200 km com 25° de inclinação. Fonte: Autor

Tabela 10 – Δv 's para manobra de 400 à 200 km com 25° de inclinação. Fonte: Autor

v_{c-400}	6949.72 m/s
v_{c-200}	7054.58 m/s
Δv_1	-61.3703 m/s
Δv_2	-63.942 m/s
Δv_{total}	125.3123 m/s
τ	2757 s

Target Sequence.Differential Corrector: Finished: *CONVERGED* in 1 iteration. *Constraints Met*							
Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
...veMnvr.Pointing.Cartesian.X	-61.3703 m/sec	-1.0643 m/s	...euver : Altitude Of Periapsis	200 km	200.001 k	0.0013098	0.1 km

Target Sequence1.Differential Corrector: Finished: *CONVERGED* in 0 iterations. *Constraints Met*							
Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
...veMnvr.Pointing.Cartesian.X	-63.942 m/sec	0 m/sec	Maneuver : Eccentricity	0	0.000527	0.0005278	0.001

Figura 49 – Δv 's para completar a manobra com 25° de inclinação. Fonte: Autor

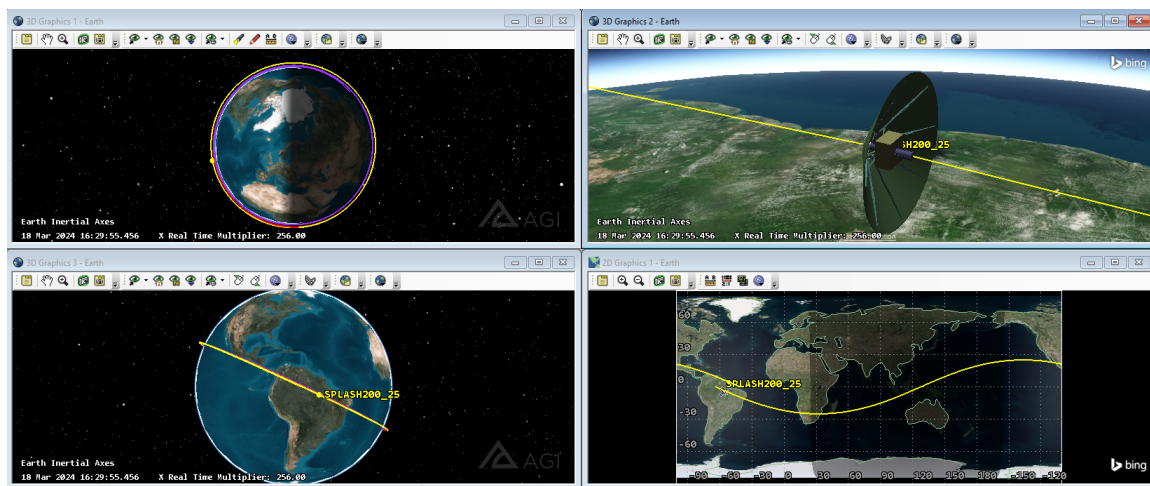


Figura 50 – Acompanhamento da manobra de 400 à 200km com 25° de inclinação. Fonte: Autor

Time (UTCG)	Semi-parameter (km)	Semi-major Axis (km)	Eccentricity	Inclination (deg)
18 Mar 2024 15:44:14.380	6576.348623	6576.360508	0.00134433	155.018576
18 Mar 2024 17:12:35.221	6570.854927	6570.865276	0.00125498	155.018265
18 Mar 2024 18:40:52.069	6564.255350	6564.264015	0.00114895	155.017892
18 Mar 2024 20:08:59.899	6555.945090	6555.951871	0.00101700	155.017420
18 Mar 2024 21:36:55.862	6544.622272	6544.626880	0.00083910	155.016775
18 Mar 2024 23:04:34.074	6526.550345	6526.552370	0.00055701	155.015742
19 Mar 2024 00:31:33.606	6480.443486	6480.443486	0.00000001	155.013073

Figura 51 – Tempo de vida do SPLASH à 200 km com 25° de inclinação. Fonte: Autor

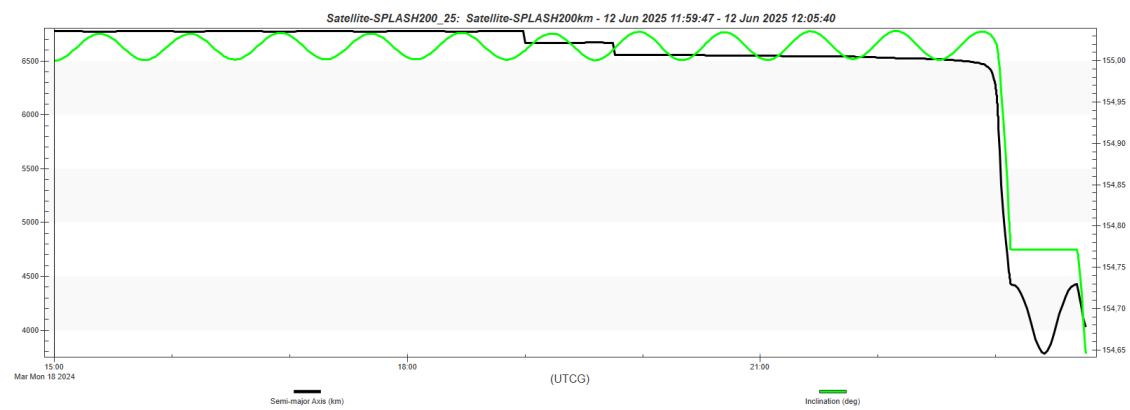


Figura 52 – Elementos orbitais da manobra à 200 km com 25° de inclinação. Fonte: Autor

5.4 Órbita à 90° de inclinação

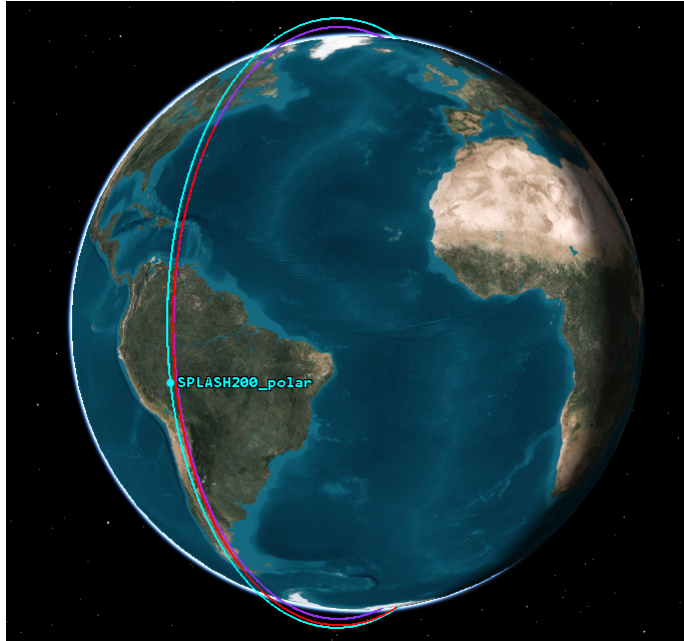


Figura 53 – Manobra de 400 a 200 km com 90° de inclinação. Fonte: Autor

Tabela 11 – Δv 's para manobra de 400 à 200 km com 90° de inclinação. Fonte: Autor

v_{c-400}	7668.54 m/s
v_{c-200}	7784.24 m/s
Δv_1	-56.0563 m/s
Δv_2	-53.0059 m/s
Δv_{total}	109.0622 m/s
τ	2762 s

Target Sequence.Differential Corrector: Finished: *CONVERGED* in 0 iterations. *Constraints Met*							
Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
...veMnvr.Pointing.Cartesian.X	-56.0563 m/sec	0 m/sec	...euver : Altitude Of Periapsis	200 km	200.019 k	0.019184	0.1 km

Target Sequence1.Differential Corrector: Finished: *CONVERGED* in 0 iterations. *Constraints Met*							
Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
...veMnvr.Pointing.Cartesian.X	-53.0059 m/sec	0 m/sec	Maneuver : Eccentricity	0	1.95677e	1.9568e-0	0.001

Figura 54 – Δv 's para completar a manobra com 90° de inclinação. Fonte: Autor

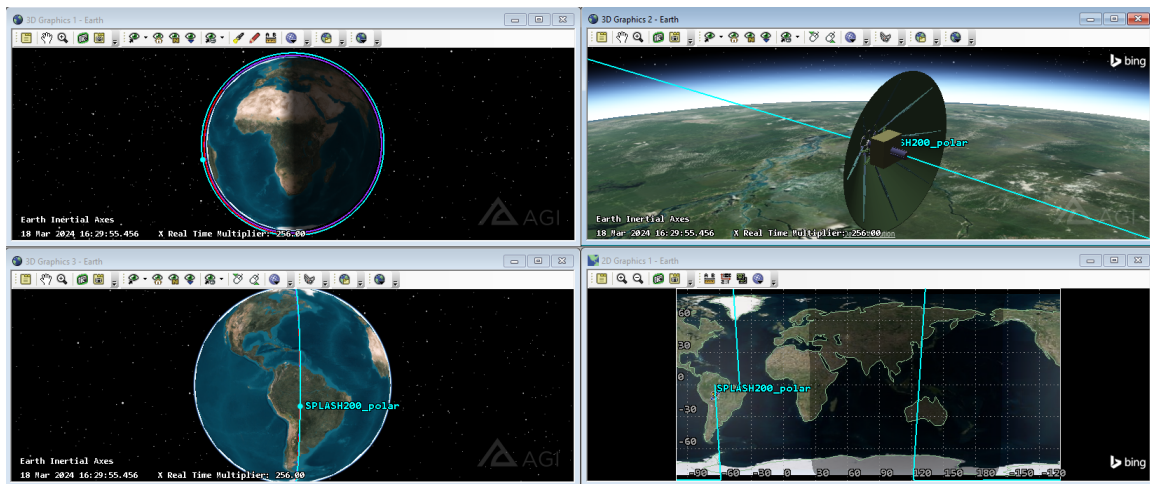


Figura 55 – Acompanhamento da manobra de 400 à 200km com 90° de inclinação. Fonte: Autor

Satellite-200_90: Orbit Lifetime

Time (UTCG)	Semi-parameter (km)	Semi-major Axis (km)	Eccentricity	Inclination (deg)
18 Mar 2024 15:44:12.705	6568.085775	6568.087477	0.00050895	90.002194
18 Mar 2024 17:12:26.188	6564.781294	6564.783056	0.00051811	90.001680
18 Mar 2024 18:40:37.458	6561.121897	6561.123702	0.00052440	90.001108
18 Mar 2024 20:08:44.033	6557.014859	6557.016680	0.00052694	90.000464
18 Mar 2024 21:36:45.291	6552.324540	6552.326342	0.00052436	89.999726
18 Mar 2024 23:04:40.402	6546.840714	6546.842447	0.00051454	89.998860
19 Mar 2024 00:32:28.194	6540.205905	6540.207497	0.00049340	89.997804
19 Mar 2024 02:00:06.883	6531.760269	6531.761615	0.00045397	89.996450
19 Mar 2024 03:27:33.385	6520.001330	6520.002270	0.00037957	89.994538
19 Mar 2024 04:54:40.835	6500.146732	6500.147024	0.00021199	89.991220

Figura 56 – Tempo de vida do SPLASH à 200 km com 90° de inclinação. Fonte: Autor

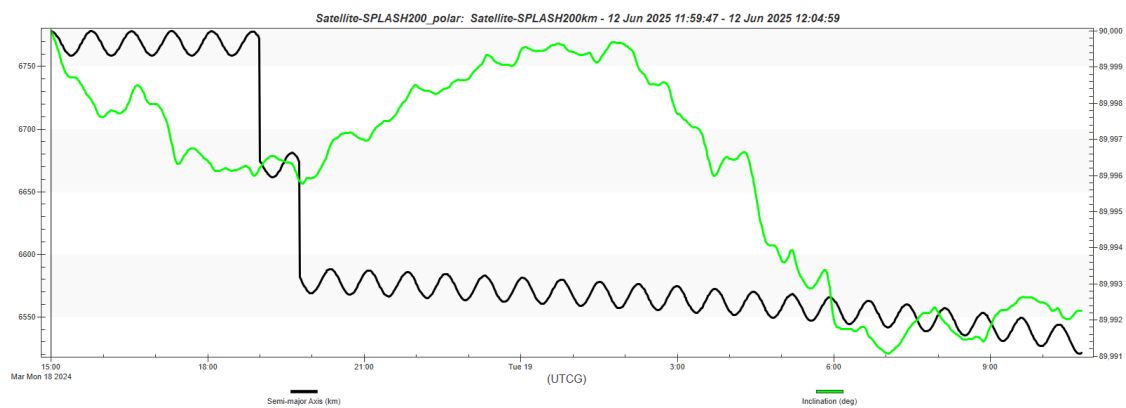


Figura 57 – Elementos orbitais da manobra à 200 km com 90° de inclinação. Fonte: Autor

5.5 Locais de Impacto

Utilizando o Método de Monte Carlo pode-se realizar dispersão dos locais de impacto do CubeSat SPLASH através dos dados orbitais, como altitude, excentricidade, inclinação e de densidade atmosférica, podemos determinar a desaceleração devido o arrasto atmosférico e assim obter a variação de velocidade durante a reentrada e então plotar os valores de latitude e longitude dos pontos de impacto pode-se ver os locais no mapa mundi.

Para as simulações, foram utilizadas as altitudes de 198 km, 200 km e 202 km e os pontos de impactos foram plotados em um mesmo gráfico e cada simulação realizou iteração $N=1000$, sendo assim as figuras 58, 59, 60 e 61 têm 1000 pontos de local de queda plotados.

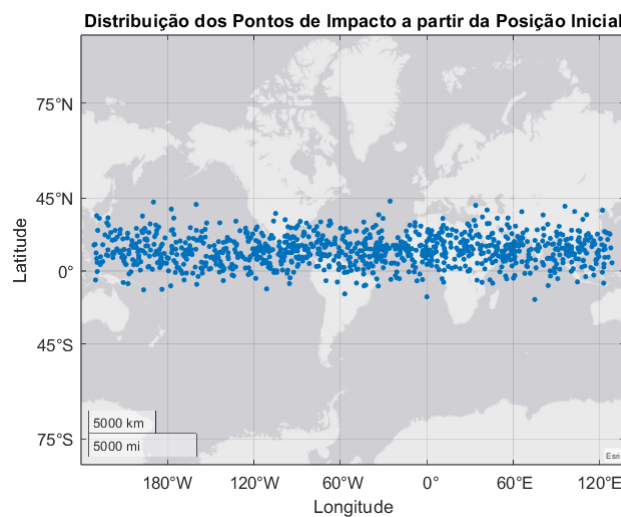


Figura 58 – Locais de impacto com inclinação 0° . Fonte: Autor

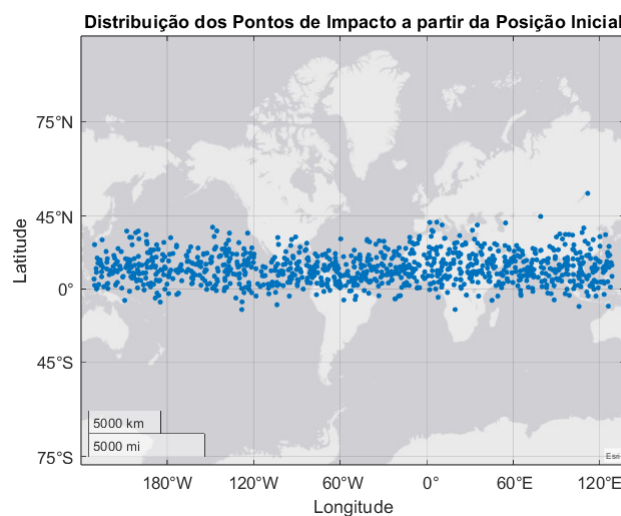


Figura 59 – Locais de impacto com inclinação 15° . Fonte: Autor

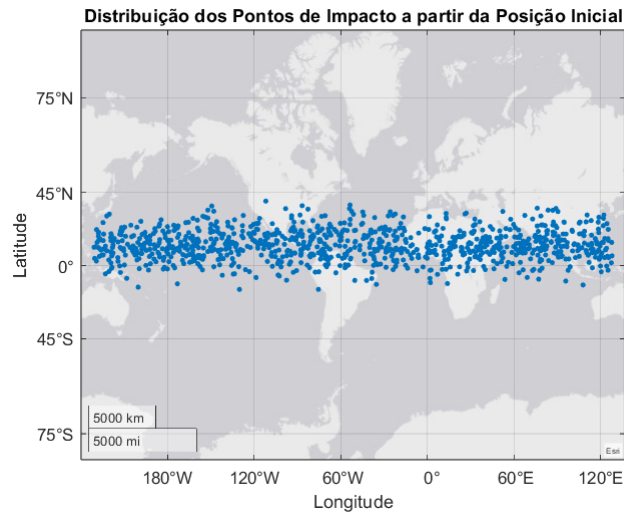


Figura 60 – Locais de impacto com inclinação 25° . Fonte: Autor

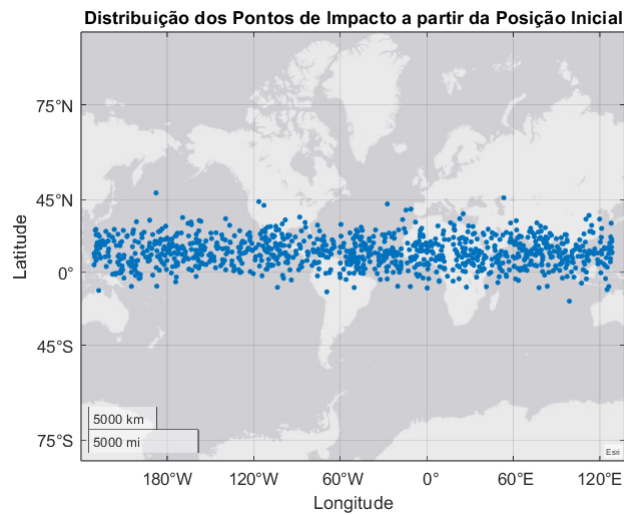


Figura 61 – Locais de impacto com inclinação 90° . Fonte: Autor

A dispersão dos pontos de impacto no mapa mostra uma distribuição não uniforme, com uma concentração maior em certas regiões geográficas. Isso indica que, mesmo com incertezas aleatórias nos parâmetros físicos, há regiões com maior probabilidade de impacto, que podem ser associadas à dinâmica da reentrada e à inclinação orbital.

Os gráficos das figuras 62, 63, 64 e 65 mostra a região com mais ocorrência de queda para cada inclinação simulada.

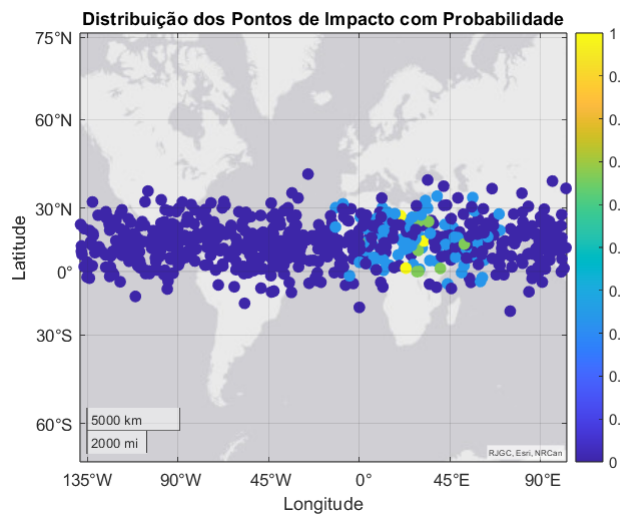


Figura 62 – Regiões com mais probabilidade de impacto com inclinação 0°. Fonte: Autor

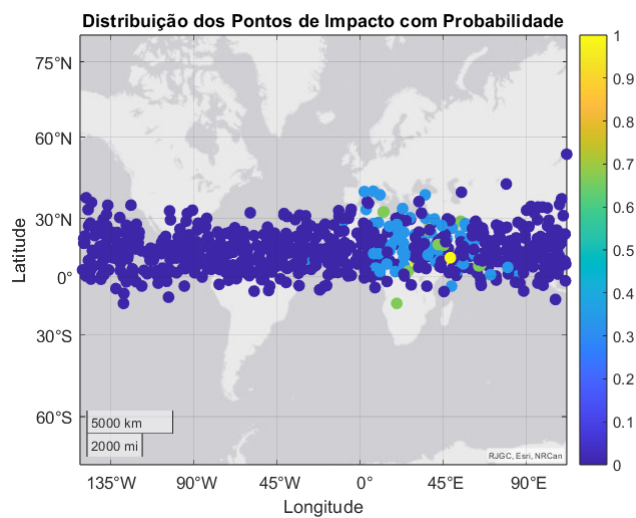


Figura 63 – Regiões com mais probabilidade de impacto com inclinação 15°. Fonte: Autor

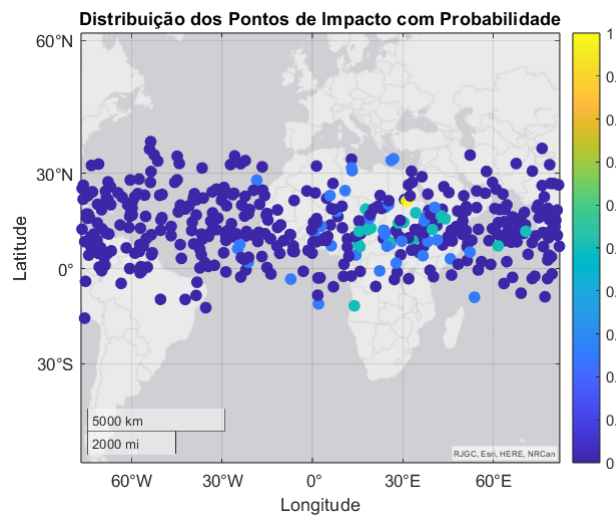


Figura 64 – Regiões com mais probabilidade de impacto com inclinação 25°. Fonte: Autor

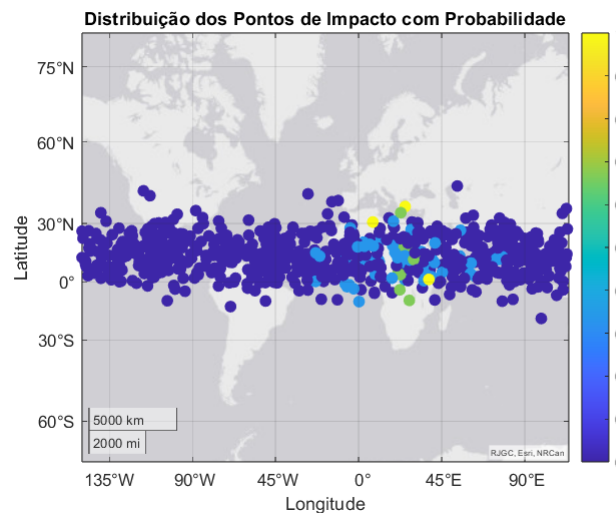


Figura 65 – Regiões com mais probabilidade de impacto com inclinação 90°. Fonte: Autor

É possível notar que para todas as inclinações as regiões com mais probabilidade de queda se localiza no continente africano,

A reentrada foi modelada com decaimento puramente radial (sem propagação real da órbita). Isso simplifica, mas limita a fidelidade do modelo. O código assume que o ponto de reentrada final é definido apenas por variações simples em latitude e longitude. Uma simulação dinâmica com integração de equações de movimento em 3D e tempo real daria resultados mais precisos. O modelo atmosférico interpolado é uma aproximação. Usar diretamente o NRLMSISE-00 com hora e localização geográfica daria resultados mais detalhados.

6 Conclusões

Ao longo desse estudo sobre a reentrada atmosférica e as manobras orbitais envolvidas, é evidente a complexidade e a relevância de cada etapa para a operação segura e eficaz de satélites, como o *CubeSat*. A compreensão dos elementos orbitais, das forças envolvidas durante a reentrada e dos tipos de transferência de órbita, como a Transferência de Hohmann, são cruciais para o planejamento e a execução bem-sucedida de missões espaciais.

A reentrada atmosférica e as manobras orbitais emergem como momentos vitais na trajetória de vida de um satélite. A reentrada atmosférica, um estágio crítico, demanda um cuidadoso gerenciamento devido à multiplicidade de fases e forças envolvidas, visando garantir a reintegração segura do satélite à Terra ou sua desintegração controlada. Enquanto isso, as manobras orbitais desempenham um papel essencial na capacidade de modificar a trajetória do satélite, permitindo ajustes estratégicos necessários para missões específicas ou o encerramento seguro de sua vida útil. Esses processos são fundamentais para a gestão eficaz das operações espaciais, contribuindo significativamente para a segurança, eficiência e sustentabilidade do ambiente espacial.

Portanto, a análise e o entendimento desses processos são relevantes para a melhoria contínua das estratégias de controle de detritos espaciais e para o desenvolvimento de tecnologias avançadas e seguras para futuras missões no espaço.

Referências

- AFFUL, M. A. Orbital lifetime predictions of low earth orbit satellites and the effect of a deorbit sail. *Stellenbosch University*, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 38.
- AGI. *STK Astrogator*. 2021. Disponível em: <<https://www.agi.com/getmedia/d5682e0a-52d9-4704-8cce-68e73dd0cedc/Astrogator-Product-Specsheet.pdf?ext=.pdf>>. Acesso em: 12 de abril de 2024. Citado na página 61.
- ANSYS. *Ansys STK*. 2023. Disponível em: <<https://www.ansys.com/products/missions/ansys-stk>>. Acesso em: 06 de novembro de 2023. Citado na página 61.
- BARROS, A. *Método de Monte Carlo e Aplicações*. 2006. Acesso em: abr. 2025. Disponível em: <<https://app.uff.br/riuff/handle/1/4180>>. Citado na página 69.
- BLACK, A.; SPENCER, D. A. Dragsail systems for satellite deorbit and targeted reentry. *Journal of Space Safety Engineering*, 2020. Citado 3 vezes nas páginas 25, 26 e 29.
- BOLONKIN, A. Reentry of space craft to earth atmosphere. *The General Science Journal*, 2012. Citado na página 41.
- CARANDENTE, V.; SAVINO, R. New concepts of deployable de-orbit and re-entry systems for cubesat miniaturized satellites. *Recent Patents on Engineering*, 2014. Citado na página 32.
- CASELL, A. et al. Adept, a mechanically deployable re-entry vehicle system, enabling interplanetary cubesat and small satellite missions. *32nd Annual AIAA/USU Small Satellite Conference*, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 30.
- CUA. *Solid Teflon Propellant*. 2025. Disponível em: <<https://cuaerospace.com/products-services/space-propulsion-systems/fiber-fed-pulsed-plasma-thruster-fppt>>. Acesso em: 24 de abril de 2025. Citado 3 vezes nas páginas 13, 59 e 60.
- CURTIS, H. *Orbital Mechanics for Engineering Students*. [S.l.]: Elsevier Butterworth-Heinemann, 2005. Citado 4 vezes nas páginas 13, 35, 41 e 43.
- DIMINO, I. et al. A morphing deployable mechanism for re-entry capsule aeroshell. *MDPI*, 2023. Citado 3 vezes nas páginas 13, 32 e 33.
- ECAPS. *High performance green propulsion thrust*. 2023. Disponível em: <<https://www.ecaps.se/rocket-engines-1>>. Acesso em: 24 de abril de 2025. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 56.
- ESPER, J. Cubesat application for planetary entry (cape) missions: Micro-return capsule (mirca). *30nd Annual AIAA/USU Small Satellite Conference*, 2016. Citado 3 vezes nas páginas 13, 29 e 30.
- FERREIRA, Y. C. Estudo da dinâmica orbital em manobra de rendezvous com aplicação de controlador lqr. *Universidade de Brasília*, 2020. Citado na página 35.

- GONÇALVES, M. Controlo de altitude na fase de reentrada atmosférica. *Universidade da Beira Interior*, 2010. Citado 6 vezes nas páginas 13, 26, 38, 39, 40 e 41.
- KUGA, H. K.; CARRARA, V.; RAO, K. R. Satélites artificiais movimento orbital. *INPE*, 2011. Citado 3 vezes nas páginas 13, 36 e 37.
- MAZIERO, J. *O Método de Monte Carlo*. 2010. Acesso em: abr. 2025. Disponível em: <<https://repositorio.ufsm.br/handle/1/2644>>. Citado na página 68.
- NAGAVARAPU, S. C.; CHANDRAN, A.; HASTINGS, D. E. Orbital decay analysis for debris deorbiting cubesats in leo: a case study for the velox-ii deorbit mission. *ESA Space Debris Office*, 2021. Citado na página 25.
- NASA. Techedsat-4: Nano-satellite series technologies for passive reentry, future sample return and mars missions. *NASA*, 2015. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 31.
- NASA. *Keplerian elements*. 2021. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/laefs/laefs_k.html#keplerian_elements>. Acesso em: 18 de novembro de 2023. Citado na página 37.
- NASA. State of the art small spacecraft technology. *NASA*, 2022. Citado na página 25.
- NASA. *What are NASA's Technology Educational Satellites?* 2022. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/ames/what-are-nasas-technology-educational-satellites/>>. Acesso em: 25 de agosto de 2024. Citado na página 31.
- NASA. *State-of-the-Art of Small Spacecraft Technology – 2024 Edition*. 2024. NASA Small Spacecraft Systems Virtual Institute. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa>>. Citado 9 vezes nas páginas 13, 17, 54, 55, 56, 57, 58, 59 e 60.
- NASA. *Orbital Debris Program Office - Photo Galery*. s.d. Disponível em: <<https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/photo-gallery/>>. Acesso em: 15 de agosto de 2024. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 26.
- OLIVEIRA, M.; OUTROS. Método de monte carlo: princípios e aplicações em física médica. *Revista Brasileira de Física Médica*, 2021. Acesso em: abr. 2025. Disponível em: <<https://www.rbfm.org.br/rbfm/article/view/52>>. Citado na página 68.
- RANDALL, P. N.; LEWIS, R. A.; CLARK, S. D. Qinetiq t5 based electric propulsion system and architectural options for future applications. *35th International Electric Propulsion Conference Georgia Institute of Technology*, 2017. Citado na página 59.
- SAUNDERS, A.; LEWIS, H. G.; SWINERD, G. G. A new tool for satellite re-entry predictions. *University of Southampton*, 2009. Citado 2 vezes nas páginas 36 e 37.
- SITAEI. *ELECTRIC PROPULSION*. 2025. Disponível em: <<https://www.sitael.com/electric-propulsion/hall-effect-thrusters/>>. Acesso em: 24 de abril de 2025. Citado 3 vezes nas páginas 13, 58 e 59.
- SYSTEMS, B. S. *High-Test Peroxide*. 2025. Disponível em: <<https://www.benchmarkspacesystems.com/products/high-test-peroxide>>. Acesso em: 24 de abril de 2025. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 57.

VACCO. *ArgoMoon Propulsion System*. s.d. Disponível em: <<https://cubesat-propulsion.com/argomoon-propulsion-system/>>. Acesso em: 24 de abril de 2025. Citado 3 vezes nas páginas 13, 56 e 57.

VALLADO, D. A. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. [S.l.]: Space Technology Library, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 38.

WEBER, B. *Classical orbital elements*. 2023. Disponível em: <<https://orbital-mechanics.space/classical-orbital-elements/classical-orbital-elements.html>>. Acesso em: 18 de novembro de 2023. Citado na página 38.

WERTZ, J. R.; LARSON, W. J. *Space Mission Analysis and Design*. 3. ed. Torrance, CA: Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 1999. ISBN 9781881883104. Citado 11 vezes nas páginas 13, 17, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 51, 52 e 53.

Apêndices

APÊNDICE A – Primeiro Apêndice

Listing A.1 – Código MATLAB para simular os possíveis locais de queda.

```

clc; clear; close all;

%% Definição de parâmetros iniciais
num_simulations = 1000; % Número de simulações de Monte Carlo
h0 = 200e3; % Altitude inicial em metros (200 km)
R_terra = 6371e3; % Raio médio da Terra em metros
mu = 3.986e14; % Parâmetro gravitacional da Terra (m3/s2)
Cd = 1.503; % Coeficiente de arrasto típico para CubeSats
A_m = 0.749; % Área de arrasto projetada (m2)
m = 24; % Massa do CubeSat (kg)

%% Modelo da atmosfera – Exponencial simplificado
table_altitudes = [198, 200, 202]; % Altitudes (km)
table_densities = [ 1.84e-09, 1.65e-09, 1.50e-09]; % Densidades (kg/m3)

%% Definição das inclinações fixas
inclinations = deg2rad([15]);
num_inclinations = length(inclinations);

%% Definição da posição inicial de reentrada (Latitude e Longitude em graus)
lat_init = 14; % Latitude inicial entre -90 e 90
lon_init = -51; % Longitude inicial entre -180 e 180
lat_init_rad = deg2rad(lat_init);
lon_init_rad = deg2rad(lon_init);

%% Simulações de Monte Carlo
reentry_points = zeros(num_simulations * num_inclinations, 3);
lat_lon_list = zeros(num_simulations * num_inclinations, 2);
index = 1;

for j = 1:num_inclinations
    inc_rand = inclinations(j);
    for i = 1:num_simulations

```

```

% Sorteio das incertezas
Cd_rand = Cd * (1 + 0.01 * randn); % Variabilidade de 1%
A_m_rand = A_m * (1 + 0.001 * randn);

% C lculo da velocidade orbital inicial
r0 = R_terra + h0;
v0 = sqrt(mu / r0);

% Propaga o da rbita com decaimento
t = 0;
dt = 10; % Passo de tempo (segundos)
while r0 > R_terra
    % Estima o da densidade atmosf rica
    rho = interp1(table_altitudes * 1e3, table_densities, r0 - R_terra);

    % For a de arrasto
    F_drag = 0.5 * rho * v0^2 * Cd_rand * A_m_rand;
    a_drag = F_drag / m;

    % Atualiza o da velocidade e posi o
    v0 = v0 - a_drag * dt;
    r0 = r0 - v0 * dt;
    t = t + dt;
end

% Determina o do ponto de impacto
delta_lon = 360 * rand - 180; % Varia o aleat ria na longitude
delta_lat = 10 * (randn); % Pequena varia o na latitude

phi = lat_init_rad + deg2rad(delta_lat); % Latitude ajustada
lambda = lon_init_rad + deg2rad(delta_lon); % Longitude ajustada

% Convers o para graus
lat_lon_list(index, :) = [rad2deg(phi), rad2deg(lambda)];
index = index + 1;
end
end

%% Visualiza o dos resultados

```

```

figure;
geoscatter(lat_lon_list(:,1), lat_lon_list(:,2), 10, 'filled');
title('Distribui o dos Pontos de Impacto a partir da Posi o Inicial');
%xlabel('Longitude');
%ylabel('Latitude');
grid on;

%% Exibi o da lista de latitude e longitude
lat_lon_list

%% Localiza o m dia
mean_lat = mean(lat_lon_list(:,1));
mean_lon = mean(lat_lon_list(:,2));

fprintf('Local estimado de queda: Latitude= %.4f, Longitude= %.4f\n', mean_lat, mean_lon);

figure;
geoscatter(lat_init, lon_init, 15, 'r', 'filled', 'DisplayName', 'Ponto Inicial');
geoscatter(mean_lat, mean_lon, 10, 'g', 'filled', 'DisplayName', 'Ponto M dio');

hold off;

%% Contagem de impactos (histograma 2D)
% Definir a grade para latitude e longitude
lat_bins = linspace(-90, 90, 100); % Dividir a latitude em 100 bins
lon_bins = linspace(-180, 180, 100); % Dividir a longitude em 100 bins

% Contagem de pontos de impacto na grade
[counts, lat_edges, lon_edges] = histcounts2(lat_lon_list(:,1), lat_lon_list(:,2), lat_bins, lon_bins);

% Gerar os centros dos bins
[lon_centers, lat_centers] = meshgrid(lon_edges(1:end-1) + diff(lon_edges)/2, lat_edges(1:end-1) + diff(lat_edges)/2);
lon_centers = lon_centers(:);
lat_centers = lat_centers(:);
counts = counts(:);

% Normalizar as contagens para que a cor seja proporcional   probabilidade
max_count = max(counts);
colors = counts / max_count; % Normalizar para o intervalo [0,1]

```

```

%% Atribuir a cor de cada ponto com base no n mero de impactos na regi o
% Usamos histcounts2 para determinar em que c lula de grade cada ponto cai
[~, locs_lat] = histc(lat_lon_list(:,1), lat_bins);
[~, locs_lon] = histc(lat_lon_list(:,2), lon_bins);

% Corrigir valores fora dos limites (histc retorna 0 quando a coordenada est
locs_lat(locs_lat == 0) = 1; % Ajuste para coordenadas fora dos bins (latitud
locs_lon(locs_lon == 0) = 1; % Ajuste para coordenadas fora dos bins (longitu

% Agora atribu mos a cor para cada ponto com base na contagem de impactos do
point_colors = zeros(num_simulations, 1); % vetor de cores
for i = 1:num_simulations
    % Calculando o ndice de contagem na c lula espec fica
    idx = (locs_lat(i) - 1) * (length(lon_bins) - 1) + locs_lon(i);
    point_colors(i) = counts(idx); % Cor correspondente
end

% Normalizar as cores para um intervalo entre 0 e 1
point_colors = point_colors / max(point_colors);

%% Visualiza o dos resultados com probabilidade
figure;
geoscatter(lat_lon_list(:,1), lat_lon_list(:,2), 50, point_colors, 'filled');
title('Distribui o dos Pontos de Impacto com Probabilidade');
colorbar;
xlabel('Longitude');
ylabel('Latitude');
grid on;

%% Exibi o da lista de latitude e longitude
lat_lon_list

%% Localiza o m dia
mean_lat = mean(lat_lon_list(:,1));
mean_lon = mean(lat_lon_list(:,2));

fprintf('Local estimado de queda: Latitude=%%.4f, Longitude=%%.4f\n', mean_

```

```
figure;  
geoscatter(lat_init , lon_init , 15, 'r' , 'filled' , 'DisplayName' , 'Ponto□I  
geoscatter(mean_lat , mean_lon , 10, 'g' , 'filled' , 'DisplayName' , 'Ponto□I  
hold off;
```