

Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

Trajetória Terra-Lua Utilizando Propulsão Elétrica como Propulsão Primária

Autor: Charles Henrique dos Montes Fernandes e Fernandes
Orientador: Prof. Dr. Paolo Gessini

Brasília, DF
2023



Charles Henrique dos Montes Fernandes e Fernandes

Trajetória Terra-Lua Utilizando Propulsão Elétrica como Propulsão Primária

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 UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Paolo Gessini

Coorientador: Prof. Dr. Giancarlo Santilli

Brasília, DF

2023

Charles Henrique dos Montes Fernandes e Fernandes
Trajetória Terra-Lua Utilizando Propulsão Elétrica como Propulsão Primária/
Charles Henrique dos Montes Fernandes e Fernandes. – Brasília, DF, 2023-
109 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Paolo Gessini

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2023.

1. Low Thrust Transfer. 2. Electric Propulsion. I. Prof. Dr. Paolo Gessini. II.
Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Trajetória Terra-Lua
Utilizando Propulsão Elétrica como Propulsão Primária

CDU 02:141:005.6

Charles Henrique dos Montes Fernandes e Fernandes

Trajetória Terra-Lua Utilizando Propulsão Elétrica como Propulsão Primária

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 fevereiro de 2023:



Documento assinado digitalmente

PAOLO GESSINI

Data: 20/02/2023 12:58:19-0300

Verifique em <https://verificador.iti.br>

Prof. Dr. Paolo Gessini

Orientador

Prof. Dr. William Reis Silva

Convidado 1

Prof. Dr. Rodrigo Cerda

Convidado 2

Brasília, DF

2023

*Este trabalho é dedicado a minha família,
e a todos que de alguma maneira contribuíram para a minha caminhada até aqui.*

Agradecimentos

Agradeço primeiramente aos meus pais, Charles José Fernandes e Elusiana dos Montes Fernandes e Fernandes, que sempre me guiaram a dar a devida importância aos estudos e sempre me deram o suporte para isso. Aos meus irmãos Samuel dos Montes Fernandes e Júlia dos Montes Fernandes, que sempre estiveram presentes na minha vida e são atores importantes nela. A minha avó Josefa Maria dos Montes Fernandes que sempre cuidou de mim e dos meus irmãos com muito cuidado e afinho. Ao meu orientador, Professor Doutor Paolo Gessini, que esteve presente comigo durante a minha caminhada acadêmica, e abrindo a minha mente para um olhar sistêmico da engenharia aeroespacial, e ao meu coorientador, Professor Doutor Giancarlo Santilli, pelo compartilhamento da sua vasta experiência, que foi de grande importância no desenvolvimento do trabalho. A Claude Debussy, que traduziu a beleza da Lua através da sua canção "Clair de Lune", sendo um inspirador para mim. Por fim, agradecer a todos entusiastas e partícipes da exploração espacial que de alguma forma inspiram sonhos.

*"Nós escolhemos ir para a Lua! Nós escolhemos ir para a Lua... Nós escolhemos ir para a Lua nesta década e fazer as outras coisas, não porque elas são fáceis, mas porque elas são difíceis; porque esse objetivo servirá para organizar e medir o melhor das nossas energias e habilidades, porque o desafio é um que estamos dispostos a aceitar, que não estamos dispostos a adiar, que temos a intenção de vencer, e os outros, também."
(John F. Kennedy)*

Resumo

A exploração lunar é um tema que está em alta novamente após alguns anos, com o intuito, agora, de manter uma pesquisa constante no corpo celeste, e também a presença humana constante. O uso de Propulsão Elétrica (EP), levando a uma substancial economia de massa de propelente através de altos valores de impulso específico I_{sp} em comparação aos sistemas convencionais de propulsão química, pode ser especialmente benéfico no caso de naves pequenas, com limitações substanciais de massa. Este trabalho tem por objetivo analisar os desafios da utilização da propulsão elétrica como sistema de propulsão primário para uma missão terra-lua, baseado na transferência de baixo empuxo utilizada pela missão Smart-1, e analisar como se dá a trajetória. Inicialmente é estudada a base física e matemática das manobras orbitais já estabelecidas. Em seguida é explorado as características orbitais e de ambiente espacial intrínsecas a uma missão terra-lua com a transferência de baixo empuxo em questão. Subsequentemente, a propulsão elétrica é apresentada, e em sequência é apresentada a missão SMART-1. Por fim, é feito uma simulação da trajetória com propulsão elétrica realizada com o Software STK - Astrogator. A economia de combustível encontrada foi substancial, e um menor Delta v foi encontrado para a transferência com propulsão elétrica, porém, em contrapartida o grande tempo de transferência é um problema em termos de radiação e outras perturbações do ambiente espacial.

Palavras-chaves: Propulsão Elétrica. Transferência Terra-Lua. Transferência de Baixo Empuxo.

Abstract

Lunar exploration is a theme that is on the rise again after a few years, with the intention, now, of maintaining a constant research on the celestial body, and also the constant human presence. The use of Electric Propulsion (EP), leading to substantial savings in propellant mass through high specific impulse values I_{sp} compared to conventional chemical propulsion systems, can be especially beneficial in the case of small craft with substantial mass limitations. This work aims to analyze the challenges of using electric propulsion as the primary propulsion system for an earth-moon mission, based on the low thrust transfer used by the Smart-1 mission, and to analyze how the trajectory takes place. Initially, the physical and mathematical basis of the already established orbital maneuvers is studied. It then explores the orbital characteristics and space environment intrinsic to an earth-moon mission with the low-thrust transfer in question. Subsequently, electric propulsion is presented, followed by the SMART-1 mission. Finally, a simulation of the trajectory with electric propulsion is carried out with the Software STK - Astrogator. The fuel economy found was substantial, and a lower Delta v was found for the transfer with electric propulsion, however, on the other hand, the long transfer time is a problem in terms of radiation and other disturbances of the space environment.

Key-words: Electric Propulsion. Earth-Moon Transfer. Low-Thrust Transfer.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Lunar Module (LM) "Orion" e Lunar Roving Vehicle (LRV) - Apollo 16.	33
Figura 2 – Lunar Prospector.	34
Figura 3 – Ilustração de astronautas da NASA em acampamento no Pólo Sul lunar.	36
Figura 4 – Elementos orbitais keplerianos. Semi-eixo maior a e excentricidade e definem a forma da órbita elíptica. A inclinação i representa o ângulo entre o plano orbital do plano equatorial, enquanto a ascensão reta do nó ascendente Ω define o eixo ao longo do qual o plano orbital é inclinado, em relação ao equinócio vernal. O argumento de perigeu ω define a orientação da órbita dentro deste plano, localizando o perigeu em relação ao nó ascendente.	40
Figura 5 – Esquema da transferência de Hohmann.	42
Figura 6 – Esferas de influência da Terra e da Lua.	46
Figura 7 – Planos eclípticos e equatoriais. De um quadro centrado na Terra, o Sol parece orbitar a Terra. O plano de sua órbita é o plano da eclíptica. Os solstícios e equinócios são rotulados com base nas estações do hemisfério norte.	47
Figura 8 – Quadro inercial centrado na Terra. Os eixos \hat{x} , \hat{y} , \hat{z} representam o quadro J2000.0, onde \hat{x} aponta para o equinócio vernal e \hat{z} aponta para o pólo norte da Terra.	48
Figura 9 – Quadro de Gauss local. O vetor v representa a velocidade da espaçonave. O vetor r representa a posição da espaçonave em relação ao corpo primário. A anomalia verdadeira ν representa o ângulo desta posição em relação ao perigeu.	49
Figura 10 – Harmônicos Esféricos. O grau do harmônico zonal é m , e a ordem do harmônico setorial é n .	52
Figura 11 – Conceptual image of the van Allen belts.	56
Figura 12 – Modelo de distribuição de fluxo de prótons AP8MIN van Allen Belt da NASA (Sawyer e Vette 1976). Os contornos representam partículas por centímetro quadrado por segundo.	56
Figura 13 – Modelo de distribuição de fluxo de prótons AP8MIN van Allen Belt da NASA (Sawyer e Vette 1976). Os contornos representam partículas por centímetro quadrado por segundo.	57

Figura 14 – Relação entre a massa de propelente e a massa inicial em função da velocidade de exaustão v_e para dois valores do incremento de velocidade Δv . A área tracejada corresponde ao domínio de propulsão química com v_e abaixo de 5,5 km/s.	62
Figura 15 – Δv contra a velocidade de exaustão v_e para muitos valores da relação potência/massa ξ ($m_s/m_p = 0,17$, $\eta = 0,5$, $\alpha = 1$ e $t_p = 280 h$).	67
Figura 16 – Impressão de um artista do SMART-1 ao redor da Lua (esquerda) e um esquema da transferência (direita).	70
Figura 17 – Impressão artística do propulsor SMART-1 PPS® -1350 Hall Effect.	71
Figura 18 – Esquema 3D da trajetória de baixo empuxo da missão Smart-1.	73
Figura 19 – Parâmetros do propulsor elétrico	78
Figura 20 – Elementos orbitais iniciais para a trajetória com propulsão elétrica	79
Figura 21 – Parâmetros da espaçonave para a trajetória com propulsão elétrica	79
Figura 22 – Parâmetros do tanque de combustível para a trajetória com propulsão elétrica	80
Figura 23 – Sequência de controle para abertura de órbita inicial para a trajetória com propulsão elétrica	80
Figura 24 – Convergência para a Abertura de Órbita Com o Propagador Earth HPOP Default v10	81
Figura 25 – Gráfico 3D para a Abertura de Órbita Com o Propagador Earth HPOP Default v10	81
Figura 26 – Sequencia de Controle para a Abertura de orbita Com o Propagador Cislunar	82
Figura 27 – Convergência para a Abertura de Órbita Com o Propagador Cislunar	82
Figura 28 – Gráfico 3D para a Abertura de Órbita Com o Propagador Cislunar	83
Figura 29 – Sequência de Controle para a Aproximação	83
Figura 30 – Convergência do corretor diferencial para Delta Right Asc e Delta Declination	84
Figura 31 – Gráfico 3D da aproximação do plano lunar, pelo Inercial Terrestre	84
Figura 32 – Gráfico 3D da aproximação do plano lunar, pelo Inercial Lunar	85
Figura 33 – Plano B de um corpo central	85
Figura 34 – Convergência do Targeting Plano B	86
Figura 35 – Aproximação a uma inclinação de 90° com o targeting Plano B pelo referencial terrestre	86
Figura 36 – Aproximação a uma inclinação de 90° com o targeting Plano B pelo referencial lunar	86
Figura 37 – Sequência de controle para a captura lunar	87
Figura 38 – Sequência de Controle de Missão para Descida Lunar	88
Figura 39 – Convergência da Descida Lunar	89

Figura 40 – Gráfico 3D da descida e captura lunar pelo inercial da Lua	89
Figura 41 – Gráfico 3D da descida e captura lunar pelo inercial da Lua, visto por um segundo ângulo	89
Figura 42 – Gráfico 3D da Trajetória Completa, visto do inercial terrestre	90
Figura 43 – Elementos orbitais clássicos durante a trajetória	91
Figura 44 – Intensidade do campo magnético na espaçonave ao longo do tempo de missão	92
Figura 45 – Intensidade da anomalia do atlântico sul na espaçonave ao longo do tempo de missão	92
Figura 46 – Simulação da transferência de Hohmann	93
Figura 47 – Simulação da transferência com propulsão elétrica	93
Figura 48 – Budget de propelente consumido na fase de captura lunar	94
Figura 49 – Budget de propelente consumido durante toda a transferência	94
Figura 50 – Delta v das transferências	95
Figura 51 – Delta t das transferências	95
Figura 52 – Radiação acumulada durante a transferência de Hohmann	96
Figura 53 – Radiação acumulada durante a transferência com propulsão elétrica . .	96

Lista de tabelas

Tabela 1 – Histórico de missões Terra-Lua bem sucedidas.	35
Tabela 2 – Δv típico para várias manobras e missões (LEO: órbita baixa da Terra; GEO: órbita geossíncrona; Lx: pontos Lagrangeanos). O símbolo au refere-se à unidade astronômica, que é aproximadamente a distância da Terra ao Sol ($1au = 149.597.871km$).	61
Tabela 3 – Características de várias fontes de energia elétrica para EP. RTG significa gerador termoelétrico de radioisótopo. A energia solar média perto da Terra é $1360 W/m^2$ ($600 W/m^2$ em torno de Marte e $50 W/m^2$ em torno de Júpiter).	65
Tabela 4 – Dados de desempenho típicos e propulsores padrão para vários tipos de propulsores químicos e elétricos.	68
Tabela 5 – Estatísticas Globais do Período de Umbra	91
Tabela 6 – Parâmetros dos propulsores das missões SMART-1 e LUNAR PROSPECTOR respectivamente.	94

Lista de abreviaturas e siglas

EP	<i>Electric Propulsion</i> - Propulsão Elétrica
SEP	<i>Solar Electric Propulsion</i> - Propulsão Elétrica Solar
EPS	<i>Electric Propulsion Subsystem</i> - Subsistema de Propulsão Elétrica
TT	<i>Terrestrial Time</i> - Hora Terrestre
UTC	<i>Universal Coordinate Time</i> - Tempo Coordenado Universal
ICFR	<i>International Celestial Reference Frame</i> - Quadro de Referência Celestial Internacional
ECI	<i>Earth-Centred Inertial</i> - Inercial Centrado na Terra
LVLH	<i>Local Vertical-Local Horizontal</i> - Vertical Local e Horizontal Local
LLOs	<i>Low Lunar Orbits</i> - Órbitas Lunares Baixas
SSO	<i>Sun-Synchronous Orbit</i> - Órbita Síncrona do Sol
GEO	<i>Geostationary Orbit</i> - Órbita Geoestacionária
LEO	<i>Low Earth Orbit</i> - Órbita Terrestre Baixa
GTO	<i>Geostationary Transfer Orbit</i> - Órbita de Transferência Geoestacionária
SA	<i>Solar Array</i> - PAINEL SOLAR
LEOP	<i>Launch and Early Orbit Phase</i> - Fase de lançamento e órbita inicial

Lista de símbolos

Capítulo 2 e Capítulo 3

ϵ	Energia orbital específica
ϵ_k	Energia cinética orbital específica
ϵ_p	Energia potencial orbital específica
v	Velocidade da espaçonave
μ	Constante gravitacional do corpo central
r	Distância da espaçonave do corpo central
I	Impulso
P	Momento
I_{sp}	Impulso Específico
g_0	Gravidade padrão da terra
$g(r)$	Gravidade clássica em relação ao corpo primário a r metros do seu centro
$m_{exhaust}$	Massa de exaustão
$v_{exhaust}$	Velocidade de exaustão
Δv	Delta-v
m	Massa da espaçonave
T	Empuxo aplicado
D	Arrasto aerodinâmico
γ	Ângulo vetorial de velocidade
α	Ângulo do eixo do corpo
ϵ	Ângulo de empuxo
r_{SOI}	Raio da esfera de influência

a_s	Semieixo maior da órbita do corpo secundário em torno do corpo primário
m_s	Massa do corpo secundário
m_p	Massa do corpo primário
a	Semieixo maior do elemento Kepleriano
e	Excentricidade do elemento Kepleriano
i	Inclinação do elemento Kepleriano
ω	Argumento do perigeu do elemento Kepleriano
Ω	Longitude do elemento kepleriano do nó ascendente
ν	Anomalia verdadeira do elemento Kepleriano
p	Elemento equinocial modificado semilatus rectum
f	Elemento equinocial modificado f
g	Elemento equinocial modificado g
h	Elemento equinocial modificado h
k	Elemento equinocial modificado k
L	Longitude verdadeira do elemento equinocial modificado
\hat{i}_r	Vetor de unidade na direção radial
\hat{i}_θ	Vetor unitário tangencial ao corpo primário
\hat{i}_h	Vetor unitário na direção do momento orbital
Δ_r	Força total atuando na espaçonave na direção \hat{i}_r
Δ_θ	Força total atuando na espaçonave na direção \hat{i}_θ
Δ_h	Força total atuando na espaçonave na direção \hat{i}_h
Δ_q	Força total na espaçonave devido a terceiros corpos
d_j	Posição do terceiro corpo j em relação à espaçonave
s_j	Posição do terceiro corpo j em relação ao corpo primário
Δ_g	Força total na espaçonave devido à oblação do corpo primário

J_2	Segundo coeficiente harmônico zonal da Terra
J_3	Terceiro coeficiente harmônico zonal da Terra
J_4	Quarto coeficiente harmônico zonal da Terra
W	Energia orbital
Φ	Energia devido ao momento angular da órbita
V	Energia potencial gravitacional da órbita
$\bar{P}_{n,m} \sin \phi'$	Polinômios de Legendre associados normalizados
$C_{n,m}$	Coeficiente gravitacional normalizado
$S_{n,m}$	Coeficiente gravitacional normalizado
r_{peri}	Perigeu da órbita
Δ_{\odot}	Força total na espaçonave devido à radiação solar
β	Constante de reflexão óptica
A_{eff}	Área de seção transversal efetiva da espaçonave
r_{\odot}	Distância do satélite do centro do Sol
Δ_T	Força total na espaçonave devido ao empuxo
\hat{u}	Vetor de controle da unidade que governa a direção de empuxo

Capítulo 4

m	Massa da espaçonave
v	Velocidade da espaçonave
F_{ext}	Forças externas a espaçonave
\dot{m}	Taxa de variação de massa da espaçonave
Δv	Delta-v
v_f	Velocidade final da manobra
v_0	Velocidade inicial da manobra
m_p	Massa de propelente
m_0	Massa inicial da espaçonave

m_f	Massa final após a queima
\dot{m}_p	Variação da massa de propelente
I_b	Corrente de íons no feixe de exaustão
e	Carga elementar
M	Massa atômica do propelente
α	Eficiência de utilização do propelente
I_{sp}	Impulso específico
η	Eficiência de empuxo
P_{elec}	Potência elétrica de entrada
v_e	Velocidade de exaustão
T	Empuxo
ξ	Relação potência/massa
t_p	Tempo de propulsão
c_s	Velocidade do som
γ	Razão de calor específico do gás
K_B	Constante de Boltzmann

Sumário

	Introdução	31
0.0.1	Objetivos	31
0.0.1.1	Objetivos Gerais	31
0.0.1.2	Objetivos Específicos	31
0.0.2	Aspectos Metodológicos	31
0.0.3	Justificativa	32
0.0.4	Organização do Trabalho	32
1	CONTEXTUALIZAÇÃO	33
1.1	Histórico da exploração lunar	33
1.2	Programa Artemis da Nasa	36
1.2.1	New Space Economy	36
2	MANOBRAS ORBITAIS	39
2.1	Elementos Orbitais	39
2.2	Tipos de Modelagem	40
2.2.1	Modelagem simples de dois corpos	40
2.2.2	Modelagem de dois corpos perturbados	40
2.2.3	Modelagem de três corpos	40
2.2.4	Modelagem com N corpos	41
2.3	Transferência de Hohmann	41
3	DINÂMICA ORBITAL E AMBIENTE ESPACIAL EM TRANSFÊ- RENCIA DE BAIXO EMPUXO PARA A LUA	45
3.1	Esfera de Influência	45
3.2	Época	46
3.3	Quadros de referência	46
3.4	Equações Orbitais de Movimento	49
3.5	Pertubações	51
3.5.1	Terceiro Corpo	51
3.5.2	Oblação do Corpo Primário	52
3.5.3	Efeitos Solares	54
3.5.4	Empuxo Aplicado	55
3.6	Ambiente Espacial	55
3.6.1	Cinturão de Van-Allen	55
3.6.2	Space Debris	57

4	PROPULSÃO ELÉTRICA	59
4.1	Histórico	59
4.2	Características	60
4.2.1	Equação do foguete ideal	60
4.2.2	Impulso específico	62
4.2.3	Eficiência	63
4.2.4	Restrição de fonte de energia	64
4.3	Tipos de Propulsores Elétricos	67
5	SMART-1	69
5.1	Introdução	69
5.2	A espaçonave Smart-1	69
5.3	Sistema de propulsão do Smart-1	70
5.4	Plano de missão	71
6	SIMULAÇÕES	75
6.1	Systems Tool Kit (STK)	75
6.1.1	Propagadores Analíticos (Baixa Fidelidade)	75
6.1.2	Propagadores Semianalíticos (Fidelidade Intermediária)	76
6.1.3	Propagadores de Integração Numérica (Alta Fidelidade)	76
6.2	Astrogator	76
6.2.1	Initial State	77
6.2.2	Propagador de Órbita	77
6.2.3	Targeting	77
6.3	Simulação da Transferência com Propulsão Elétrica	77
6.3.1	Configuração do Propulsor Elétrico	77
6.3.2	Initial State	78
6.3.3	Abertura de Órbita Com o Propagador Earth HPOP Default v10	80
6.3.4	Abertura de Órbita Com Propagador Cislunar	81
6.3.5	Ressonâncias Lunares e Aproximação	83
6.3.5.1	Delta Right Asc e Delta Declination	83
6.3.5.2	BdotR e BdotT	85
6.3.6	Captura Lunar e Descida de Órbita Lunar	87
7	RESULTADOS E DISCURSÕES	91
7.1	Resultados obtidos na transferência com propulsão elétrica	91
7.2	Comparação com Hohmann	92
8	CONCLUSÃO	97

Referências	99
-----------------------	----

ANEXOS	105
---------------	------------

ANEXO A – RELATÓRIO DE MISSÃO DA TRANSFERÊNCIA COM PROPUSÃO ELÉTRICA	107
---	------------

ANEXO B – RELATÓRIO DE MISSÃO DA TRANSFERÊNCIA COM PROPUSÃO QUÍMICA	109
--	------------

Introdução

A exploração lunar é um tema que está em alta novamente após alguns anos, com o intuito, agora, de manter uma pesquisa constante no corpo celeste, e também a presença humana constante. O uso de Propulsão Elétrica (EP), levando a uma substancial economia de massa de propelente através de altos valores de impulso específico I_{sp} em comparação aos sistemas convencionais de propulsão química, pode ser especialmente benéfico no caso de naves pequenas, com limitações substanciais de massa.

0.0.1 Objetivos

0.0.1.1 Objetivos Gerais

O Δv de uma manobra, o I_{sp} do sistema de propulsão, fração de propelente, e tempo de missão, são importantes parâmetros para uma análise de eficiência, especialmente quando se trata de missões lunares e interplanetárias.

A vantagem da propulsão de baixo empuxo é que ela é capaz de entregar uma maior fração de carga útil em comparação aos sistemas convencionais de propulsão química, conforme destacado em literatura como [Yang \[2007\]](#). Maior fração de carga significa que menos massa de combustível é necessária para impulsionar uma determinada carga em órbita. Isso resulta em grandes economias, pois, como aponta [Manzella \[2008\]](#), apesar dos avanços na tecnologia de veículos lançadores nos últimos 40 anos, o custo do lançamento espacial permaneceu quase constante em torno de US\$ 10.000 por quilo.

Um importante fator em uma trajetória de baixo empuxo, é o longo período de exposição a forças gravitacionais perturbadoras, portanto, um dos objetivos é investigar a gravidade das forças perturbadoras na espaçonave durante o trânsito e até que ponto elas podem ser exploradas.

0.0.1.2 Objetivos Específicos

O objetivo final deste trabalho é comparar o desempenho das missões Smart-1 e Lunar prospector, que utilizam uma trajetória de baixo empuxo e Hohmann, respectivamente, bem como, as perturbações evolidas.

0.0.2 Aspectos Metodológicos

Existem muitos métodos de transferência terra-lua, que são estudados e alguns deles já aplicados. A escolha do melhor método de transferência varia de acordo a missão em questão, e a tecnologia a ser utilizada.

O presente trabalho explora a metodologia de transferência de baixo empuxo, utilizando um sistema de propulsão elétrica, através da abertura de órbita em forma de espiral e auxílio de ressonâncias lunares para a captura lunar, explorando esfera de influência, época, quadros de referência, perturbações gravitacionais inerentes a transferência de baixo empuxo devido ao longo período de missão, e por fim, comparando com o método tradicional de Hohmann.

0.0.3 Justificativa

Métodos de trajetórias lunares alternativas vem sendo estudadas desde o fim das missões apollo.

Visto que a exploração lunar está em alta novamente com a chegada do programa Artemis, o qual propõe uma presença humana permanente na lua, é notável a relevância de pesquisas de tecnologias alternativas. O método estudado neste trabalho já foi testado com sucesso, e pode vir a ser utilizado novamente em futuras missões.

0.0.4 Organização do Trabalho

O capítulo 1 apresenta o contexto o qual justifica o trabalho, mostrando o histórico da exploração lunar, e prospectando o futuro deste cenário. O capítulo 2 introduz o tema manobras orbitais, apresentando alguns elementos básicos para o entendimento do assunto, e apresenta o método de transferência de Hohmann. O capítulo 3 inicia o estudo do método de transferência de baixo empuxo com propulsão elétrica, analisando as considerações importantes neste tipo de trajetória, com o equacionamento deste modelo. O capítulo 4 introduz a propulsão elétrica, com algumas equações importantes inerentes a um sistema de propulsão, comparando com a propulsão química. No capítulo 5 é apresentada uma visão da missão Smart-1, a qual é o caso de estudo deste trabalho. No capítulo 6 é demonstrada a simulação realizada no STK de uma missão para lua utilizando propulsão elétrica. O capítulo 7 apresenta os resultados das simulações, e compara os resultados obtidos delas. O capítulo 8 faz uma conclusão a partir dos dados comparados, e uma análise objetiva sobre o trabalho como um todo.

1 Contextualização

1.1 Histórico da exploração lunar

Desde que os humanos olham para o céu, a lua tem sido um foco de fascínio desde os primórdios. Porém, a investigação científica moderna da Lua como um corpo planetário começou com as primeiras observações telescópicas de Galileu em 1609 [Crawford and Joy, 2014].

As primeiras tentativas da exploração lunar mais próxima do corpo celeste, foram um produto da Guerra Fria em andamento, quando os EUA e a União Soviética enviaram espaçonaves não tripuladas para orbitar e pousar na lua [Drake, 2020].

Os soviéticos iniciaram, voando Luna 1 pela lua em janeiro de 1959. Eles seguiram esse sucesso com várias outras sondas robóticas, culminando no mesmo ano com a Luna 3, que fotografou o lado oculto da lua, nunca visível da Terra [Spudis, 2008]. A Corrida Espacial resultou em dezenas de espaçonaves robóticas sendo lançadas para voar, orbitar e pousar na Lua. Neil Armstrong e Buzz Aldrin se tornaram os primeiros humanos a pisar na Lua em 1969 como parte do programa Apollo da NASA . De 1969 a 1972, seis missões Apollo enviaram 12 pessoas para a superfície lunar [Mehta, 2018].

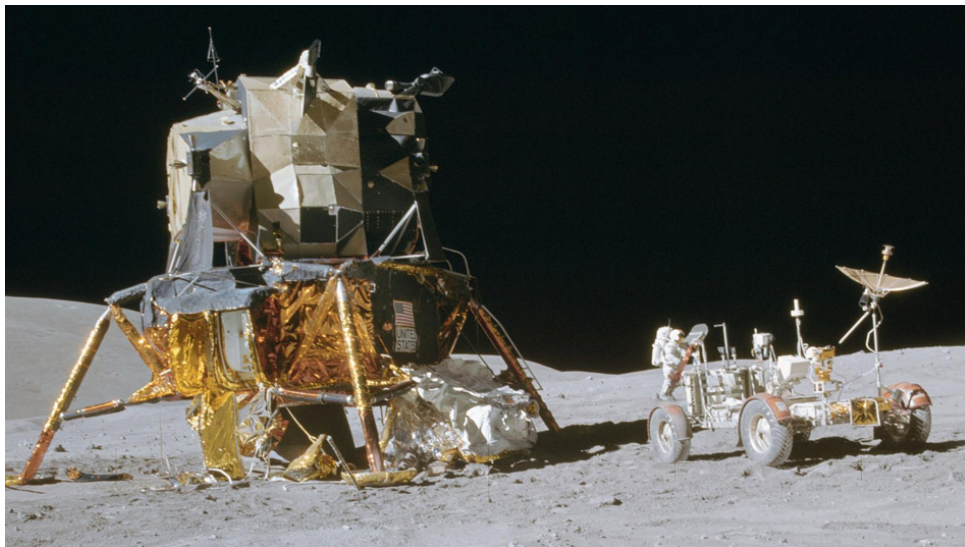


Figura 1 – Lunar Module (LM) "Orion" e Lunar Roving Vehicle (LRV) - Apollo 16.

Fonte:[NASA, 1972]

Na década de 1990, duas pequenas missões robóticas foram enviadas à Lua. Em 1994, a missão conjunta da NASA-Strategic Defense Initiative Organization Clementine orbitou a Lua, e deu uma pista tentadora de que áreas permanentemente escuras perto

do pólo sul da Lua podem conter água congelada depositada ao longo de milhões de anos pelo impacto de cometas. Logo depois de Clementine, a espaçonave Lunar Prospector, mostrada na figura 2 mapeou a superfície da lua a partir da órbita durante sua missão em 1998 e 1999, confirmando a existência de água nos pólos. [Spudis, 2008]

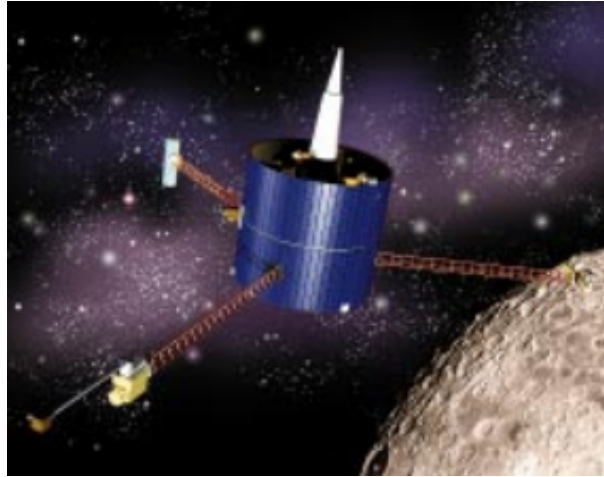


Figura 2 – Lunar Prospector.

Fonte:[Andolz, 1998]

A conclusão bem-sucedida da missão SMART 1 da Agência Espacial Européia à Lua com um impacto espetacular no lado próximo da superfície lunar em 3 de setembro de 2006, onde foi testado um novo tipo de sistema de propulsão principal, deu a mesma um grande destaque na década em questão [Sundararajan, 2006].

Mais recentemente, podem ser citadas algumas outras missões de destaque: Em janeiro de 2019, um módulo de pouso chinês, o Yutu-2, fez história ao se tornar o primeiro rover a pousar no lado oculto da lua. Enquanto isso, o segundo orbitador lunar da Índia, Chandrayaan-2, implantou sem sucesso um pequeno módulo de pouso, Vikram , na superfície lunar naquele ano. E em abril de 2019 Israel apontou para a Lua com o lançamento de sua espaçonave Beresheet . Infelizmente, embora a espaçonave tenha alcançado a órbita lunar, ela caiu durante sua tentativa de pousar Drake [2020].

Um resumo das missões lunares de sucesso pode ser visto na tabela 1.

MISSÕES LUNARES DE SUCESSO				
NOME	PAÍS	LANÇAMENTO	CHEGADA	TIPO
Luna 1	URSS	02/01/1959	04/01/1959	Impacto
Pioneer 4	EUA	03/03/1959	04/03/1959	Flyby
Luna 2	URSS	12/09/1959	13/09/1959	Impacto
Luna 3	URSS	04/10/1959	06/10/1959	Flyby
Ranger 7	EUA	28/07/1964	31/07/1964	Impacto
Ranger 8	EUA	17/02/1965	20/02/1965	Impacto
Ranger 9	EUA	21/03/1965	24/03/1965	Impacto
Zond 3	URSS	18/07/1965	20/07/1965	Flyby
Luna 9	URSS	31/01/1966	03/02/1966	Pouso
Luna 10	URSS	31/03/1966	03/04/1966	Órbita
Surveyor 1	EUA	30/05/1966	30/06/1966	Pouso
Lunar Orbiter 1	EUA	10/08/1966	14/08/1966	Órbita
Luna 11	URSS	24/08/1966	27/08/1966	Órbita
Luna 12	URSS	22/10/1966	25/10/1966	Órbita
Lunar Orbiter 2	EUA	06/11/1966	10/11/1966	Órbita
Luna 13	URSS	21/12/1966	24/12/1966	Pouso
Lunar Orbiter 3	EUA	05/02/1967	08/02/1967	Órbita
Surveyor 3	EUA	17/04/1967	20/04/1967	Órbita
Lunar Orbiter 4	EUA	04/05/1967	08/05/1967	Órbita
Lunar Orbiter 5	EUA	01/08/1967	05/08/1967	Órbita
Surveyor 5	EUA	08/09/1967	11/09/1967	Pouso
Surveyor 6	EUA	07/11/1967	10/11/1967	Pouso
Surveyor 7	EUA	07/01/1968	10/01/1968	Pouso
Luna 14	URSS	07/04/1968	10/04/1968	Órbita
Zond 5	URSS	15/09/1968	18/09/1968	Flyby
Zond 6	URSS	10/11/1968	14/11/1968	Flyby
Apollo 8	EUA	21/12/1968	24/12/1968	Órbita
Apollo 10	EUA	18/05/1969	21/05/1969	Órbita
Luna 15	URSS	13/07/1969	18/07/1969	Órbita
Apollo 11	EUA	16/07/1969	20/07/1969	Coletas
Zond 7	URSS	07/08/1969	11/08/1969	Flyby
Apollo 12	EUA	14/11/1969	17/11/1969	Coletas
Luna 16	URSS	12/09/1970	20/09/1970	Coletas
Zond 8	URSS	20/10/1970	24/10/1970	Flyby
Luna 17	URSS	10/11/1970	17/11/1970	Pouso
Lunokhod 1	URSS	10/11/1970	17/11/1970	Rover Lunar
Apollo 14	EUA	31/01/1971	04/02/1971	Coletas
Apollo 15	EUA	26/07/1971	29/07/1971	Coletas
PFS-1	EUA	26/07/1971	04/08/1971	Órbita
Luna 19	URSS	28/09/1971	03/10/1971	Órbita
Luna 20	URSS	14/02/1972	21/02/1972	Coletas
Apollo 16	EUA	16/04/1972	19/04/1972	Coletas
PFS-2	EUA	16/04/1972	24/04/1972	Órbita
Apollo 17	EUA	07/12/1972	10/12/1972	Coletas
Luna 21	URSS	08/01/1973	15/01/1973	Órbita
Lunokhod 2	EUA	08/01/1973	15/01/1973	Rover Lunar
Mariner 10	EUA	03/11/1973	05/11/1973	Flyby
Luna 22	URSS	29/05/1974	02/06/1974	Órbita
Luna 23	URSS	28/10/1974	06/11/1974	Coletas
Luna 24	URSS	09/08/1976	18/08/1976	Coletas
Hiten	JAPÃO	24/01/1990	19/03/1990	Órbita/Impacto
Clementine	EUA	25/01/1994	19/02/1994	Órbita/Impacto
Lunar Prospector	EUA	07/01/1998	11/01/1998	Órbita/Impacto
SMART-1	EUROPA	27/09/2003	15/11/2004	Órbita/Impacto
SELENE (Kaguya)	JAPÃO	14/09/2007	03/10/2007	Órbita/Impacto
Chang'e 1	CHINA	24/10/2007	05/11/2007	Órbita/Impacto
Chandrayaan-1	ÍNDIA	22/10/2008	12/11/2008	Órbita
Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO)	EUA	18/06/2009	23/06/2009	Órbita
LCROSS	EUA	18/06/2009	09/10/2009	Impacto
Chang'e 2	CHINA	01/10/2010	05/10/2010	Órbita
ARTEMIS	EUA	2010	2011	Órbita
Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL)	EUA	10/09/2011	01/01/2012	Órbita
Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer (LADEE)	EUA	07/09/2013	06/10/2013	Órbita
Chang'e 3	CHINA	06/12/2013	14/12/2013	Pouso
Yutu	CHINA	06/12/2013	14/12/2013	Rover Lunar
Chang'e 5-Test Vehicle	CHINA	23/10/2014	27/10/2014	Flyby
Queqiao	CHINA	20/05/2018	14/06/2018	Órbita
Chang'e 4 and Yutu 2	CHINA	07/12/2018	03/01/2019	Rover Lunar

Tabela 1 – Histórico de missões Terra-Lua bem sucedidas.

Adaptado de: [NASA, 2019]

1.2 Programa Artemis da Nasa

O programa Artemis da NASA tem como objetivo levar a humanidade à Lua e preparar para o próximo passo, a exploração de Marte.

O plano da exploração Lunar é duplo: está focado em atingir a meta de um pouso humano inicial até 2024 com riscos técnicos aceitáveis, enquanto trabalha simultaneamente para a exploração lunar sustentável em meados da década de 2020. É preciso vários anos em órbita e na superfície da Lua para construir confiança operacional para realizar um trabalho de longo prazo e sustentar a vida longe da Terra antes da primeira missão humana a Marte, que dura alguns anos. Além do fato de que a pouca gravidade da Lua se mostra como um fator viável para se montar uma base de lançamento para missões de espaço profundo.



Figura 3 – Ilustração de astronautas da NASA em acampamento no Pólo Sul lunar.

Fonte: [NASA, 2020]

1.2.1 New Space Economy

À semelhança do que aconteceu com outros produtos e serviços, o setor espacial iniciou uma nova fase de globalização: o setor passou a ter uma maior distribuição geográfica, presença privada e pública, e também as economias emergentes começaram a envolver-se no setor espacial. Entre 1957 e 2021 o número de países que participam de Programas Espaciais cresceu de dois (União Soviética e Estados Unidos) para quase noventa [OECD, 2012]. Novos países do continente africano marcaram presença no Espaço, bem como os seus territórios começaram a tornar-se pontos de interesse para outros players espaciais a nível internacional. Muitos países classificados pelo Banco Mundial no grupo de economias de Baixa a Média Renda, passaram a estabelecer suas próprias Agências Espaciais, bem como a participar de programas internacionais. A globalização introduziu o conceito de colaboração e aprimorou o conceito de competição em nível mundial [Armenio, 2022].

Com isso, a participação de novas empresas e novos países com pesquisas e desenvolvimento de novas tecnologias acerca da exploração lunar terão um grande impacto,

sendo muito efetivo e tendo uma maior visibilidade no ecossistema da nova grande era da exploração lunar, tendo a NASA e o programa ARTEMIS como principal agente, porém terceirizando o desenvolvimento de diversos produtos e pesquisas ao redor do mundo.

Dentro deste contexto apresentado, pesquisas como a do presente trabalho se mostram importantes.

2 Manobras Orbitais

2.1 Elementos Orbitais

O movimento orbital deriva essencialmente da lei universal da gravitação de Newton (1687),

$$\mathbf{F} = -m \frac{\mu}{r^2} \hat{\mathbf{r}}, \quad (2.1)$$

onde \mathbf{F} é a força gravitacional, μ representa a constante gravitacional do corpo primário, m representa a massa do corpo em órbita e r representa a distância entre os dois. [Kaplan \[1976\]](#) fornece uma derivação completa da dinâmica orbital demonstrando que na ausência de forças externas esta lei resulta em movimento elíptico (quando a velocidade de escape não é excedida).

Em coordenadas polares, à equação que define o caminho percorrido pelo corpo em órbita ao redor do corpo de maior massa é:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \theta}, \quad (2.2)$$

Onde a é o semieixo maior da órbita, e é a excentricidade e θ é a anomalia verdadeira [\[Curtis, 2014\]](#).

Conforme descrito por [Letterio \[2005\]](#), as posições e velocidades cartesianas não são elementos adequados para modelar o movimento elíptico porque resultam em equações trigonométricas complexas mesmo para o caso simples de movimento circular. As coordenadas keplerianas (semi-eixo maior a , excentricidade e , inclinação i , argumento de perigeu ω , longitude do nó ascendente Ω e anomalia verdadeira ν) mostradas na [Figura 4](#) descrevem órbitas de forma muito eficiente.

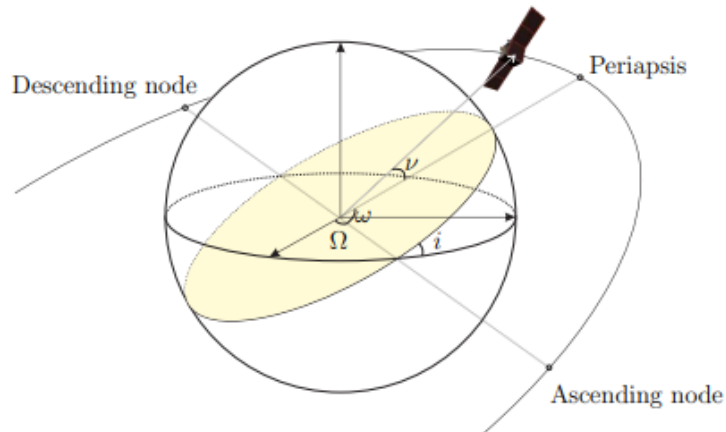


Figura 4 – Elementos orbitais keplerianos. Semi-eixo maior a e excentricidade e definem a forma da órbita elíptica. A inclinação i representa o ângulo entre o plano orbital do plano equatorial, enquanto a ascensão reta do nó ascendente Ω define o eixo ao longo do qual o plano orbital é inclinado, em relação ao equinócio vernal. O argumento de perigeu ω define a orientação da órbita dentro deste plano, localizando o perigeu em relação ao nó ascendente.

Fonte:[[Shimmin, 2012](#)]

2.2 Tipos de Modelagem

2.2.1 Modelagem simples de dois corpos

Nesta modelagem, há um corpo de grande massa e um corpo de massa menor que órbita o de maior massa. Não são consideradas perturbações de outros corpos.

É uma modelagem simples onde existe solução analítica. Permite resultados precisos na maioria das situações.

2.2.2 Modelagem de dois corpos perturbados

Modelagem de dois corpos onde se considera uma ou mais perturbações como, a não esfericidade do corpo central, pressão de radiação solar, presença de outros corpos, etc.

As soluções analíticas são raras, quase sempre se recorre à integração numérica. Para resultados analíticos aproximados, utiliza-se linearizações em torno de uma órbita de transferência.

2.2.3 Modelagem de três corpos

Esta modelagem é muito usada para o estudo de trajetórias lunares e interplanetárias, temos a presença de três corpos que se atraem gravitacionalmente. Não é considerada

outra perturbação.

O caso mais comum é o problema circular restrito de três corpos, onde é descrito o movimento de um corpo que não perturba o movimento dos outros dois (por exemplo, um satélite artificial), sob a influência de dois outros maiores (como por exemplo Terra e Lua). Existe solução analítica para essa modelagem, porém é comumente usada integração numérica.

2.2.4 Modelagem com N corpos

Com a presença de N corpos que são tratados como pontos de massa. Outras perturbações são geralmente consideradas. Esta modelagem é usada para aperfeiçoar modelagens simples, como a de dois corpos ou três corpos.

Esta modelagem é aplicada em missões onde vários planetas ou satélites são visitados por um mesmo veículo espacial. Ainda com relação a esta modelagem, cita-se a manobra assistida por gravidade, ou Swing-by, onde o veículo ao passar próximo de um corpo celeste, adquire energia para completar uma missão. Para esse problema não existe solução analítica.

2.3 Transferência de Hohmann

Na transferência de Hohmann, é inserido o satélite em uma órbita de baixa altitude e em seguida transferido o satélite para uma órbita circular de grande altitude, utilizando uma órbita elíptica de transferência tangente às órbitas circulares. O primeiro ponto de tangência está no perigeu da elipse de transferência e o segundo ponto de tangência está no apogeu da elipse de transferência. A soma das variações de velocidades nestes dois pontos fornece a menor variação de velocidade Δv requerida.

Quem primeiro concebeu este tipo de manobra foi [Hohmann \[1925\]](#). Por isso a transferência envolvida, foi denominada Transferência de Hohmann.

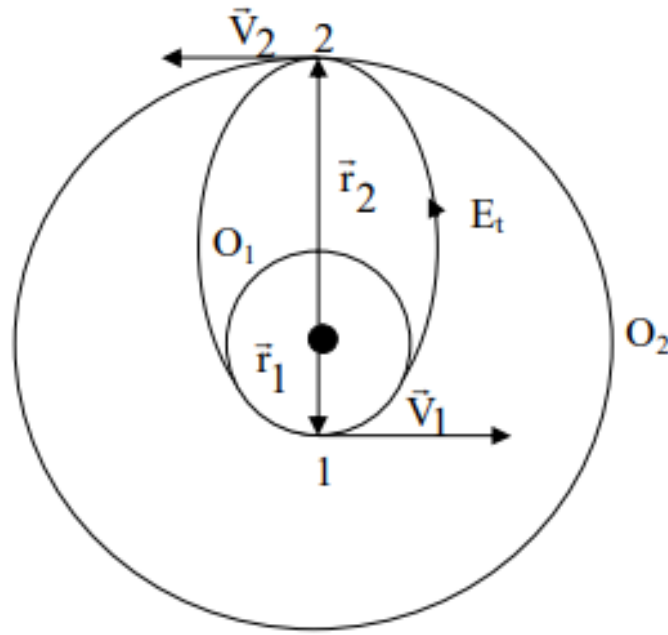


Figura 5 – Esquema da transferência de Hohmann.

Fonte:[Jacob, 2009]

Na Figura 5, O_1 é a órbita de baixa altitude, O_2 é a órbita de grande altitude e E_t é a elipse de transferência. De acordo com esta figura tem-se que:

$$2a = r_1 + r_2, \quad (2.3)$$

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2}, \quad (2.4)$$

A velocidade do satélite no perigeu (em 1) da elipse de transferência é dada por:

$$V_1^2 = \frac{2\mu}{r_1} - \frac{\mu}{a}, \quad (2.5)$$

onde μ é a massa reduzida da Terra. Portanto para o valor de V_1 tem-se:

$$V_1 = \sqrt{\frac{r_2}{r_1(r_1 + r_2)}}, \quad (2.6)$$

Para a órbita circular de baixa altitude a velocidade do satélite é:

$$V_1' = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}, \quad (2.7)$$

Aqui r_1 é o raio da órbita circular de baixa altitude e é também a distância do perigeu da elipse de transferência ao planeta em torno do qual o satélite orbita, e r_2 é a distância do apogeu e também raio da órbita de grande altitude. Com os valores destas velocidades pode ser calculado o primeiro impulso ΔV_1 em 1, para que o satélite seja colocado em órbita de transferência. Assim, tem-se:

$$\Delta V_1 = V_1 - V'_1, \quad (2.8)$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left[\sqrt{\frac{2r_2}{r_1} - 1} - 1 \right], \quad (2.9)$$

No ponto 2, Figura 5, a velocidade do satélite na elipse de transferência é dada por:

$$\Delta V_2 = \sqrt{2 \left[\frac{\mu}{r_2} - \frac{\mu}{r_1 + r_2} \right]}, \quad (2.10)$$

A velocidade do satélite na órbita de raio r_2 é:

$$\Delta V'_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}}, \quad (2.11)$$

Pode ser calculado agora o segundo impulso em 2.

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left[1 - \sqrt{\frac{2}{\frac{r_2}{r_1} + 1}} \right] \sqrt{\frac{r_1}{r_2}}, \quad (2.12)$$

A menor variação de velocidade passa a ser:

$$\Delta V = |\Delta V_1| + |\Delta V_2|, \quad (2.13)$$

É muito importante em uma manobra ser determinado o tempo de transferência. Este tempo de transferência é metade do período da órbita de transferência e é dado por:

$$t = \pi \frac{a^3}{\mu}, \quad (2.14)$$

Como $a = \frac{r_1 + r_2}{2}$ e desenvolvendo a equação 2.14 se obtém para o período:

$$t = \frac{1}{2} \left[\frac{1 + \frac{r_2}{r_1}}{2} \right]^{\frac{3}{2}} 2\pi \sqrt{\frac{r_1^3}{\mu}}, \quad (2.15)$$

3 Dinâmica orbital e ambiente espacial em transfêrencia de baixo empuxo para a lua

3.1 Esfera de Influência

A esfera de influência se aproxima da região do espaço em que um corpo primário domina as forças gravitacionais em qualquer objeto pequeno, como uma espaçonave. Isso é tradicionalmente usado para determinar as trajetórias de inércia de espaçonaves de propulsão química, ignorando assim as forças gravitacionais do terceiro corpo. Devido aos tempos de transferência mais longos das naves espaciais de baixo empuxo, é necessário incluir essas forças gravitacionais adicionais em toda a trajetória, embora a esfera de influência forneça um ponto conveniente para alternar os quadros de referência. A esfera de influência é definida como

$$r_{SOI} = a_s \left(\frac{m_p}{m_s} \right)^{\frac{2}{5}}, \quad (3.1)$$

onde m_p e m_s são a massa dos corpos primário e secundário respectivamente, e a_s é o semi-eixo maior da órbita do corpo secundário em torno do primário [Kemble, 2006]. As esferas de influência do sistema Terra-Lua são mostradas na Figura 6. Observe que a esfera de influência da Lua (em relação à Terra)¹ está inteiramente dentro da esfera da Terra (em relação ao Sol)².

¹ calculado como pouco mais de 66.000 km do centro da Lua, pouco menos de 5/6 da distância da Terra à Lua.

² calculado como quase 925.000 km do centro da Terra.

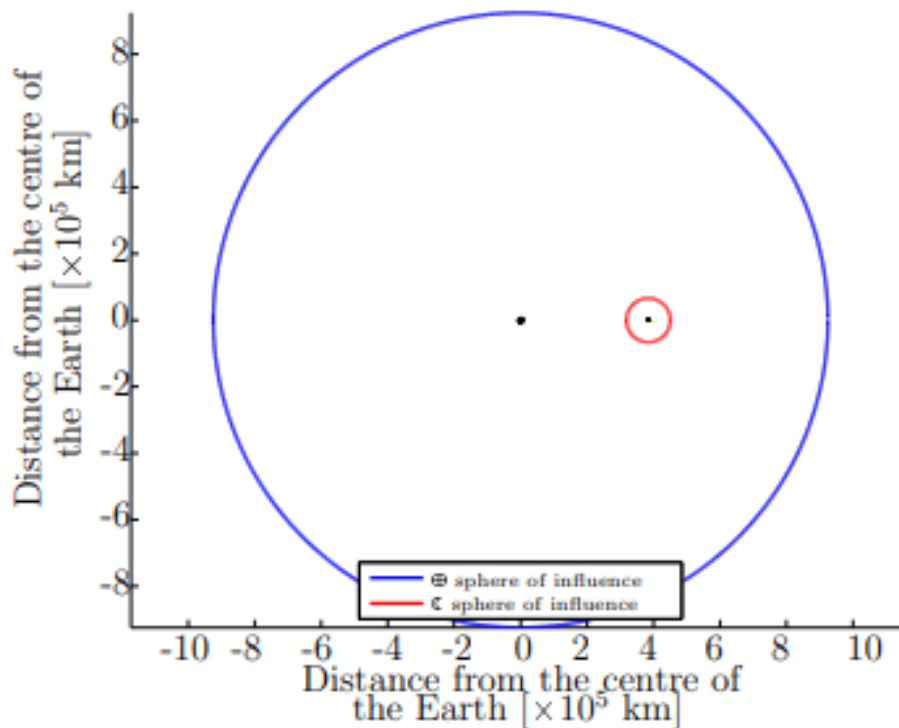


Figura 6 – Esferas de influência da Terra e da Lua.

Fonte:[[Shimmin, 2012](#)]

3.2 Época

Em qualquer sistema dinâmico, o tempo é um dos parâmetros mais importantes. Como o universo está em constante mudança, a maior parte fora do controle humano, qualquer escala de tempo precisa de um ponto de partida arbitrário atribuído. A melhor prática atual é usar a época J2000, definida como meio-dia, 1º de janeiro de 2000, Hora Terrestre (TT). O tempo terrestre é um padrão de tempo teórico que permite a dilatação do tempo gravitacional na superfície da Terra (relatividade geral) e a transformação de Lorentz para corpos em movimento (relatividade especial); no entanto, a rotação da Terra também está diminuindo, portanto, outra transformação é necessária para converter para o Tempo Coordenado Universal (UTC), conforme descrito pelo Observatório Naval dos EUA [[U.S, 2008](#)].

3.3 Quadros de referência

Para modelar um sistema de corpo rígido dinâmico, é importante primeiro definir os referenciais apropriados. O Serviço Internacional de Rotação da Terra (IERS) definiu o *International Celestial Reference Frame* (ICRF) como um referencial quase inercial centrado no baricentro do nosso sistema solar [[Ma et al., 1998](#)].

O plano fundamental XY do ICRF coincide com o plano equatorial da Terra na época juliana J2000. O eixo x é definido como a interseção dos planos equatorial e eclíptico (o plano eclíptico é o plano dentro do qual a Terra orbita o Sol, como mostrado na Figura 7, sendo positivo em direção à Terra durante o equinócio de março (vernal). na época juliana J2000. Como esta direção aponta aproximadamente para a constelação de Áries, muitas vezes é denotada por γ . Este sistema de coordenadas é útil como uma referência absoluta dentro do sistema solar. No entanto, como a maior parte da trajetória da Smart-1 analisada no presente trabalho será uma espiral de escape da Terra, é usado um quadro de referência inercial centrado na Terra (ECI).

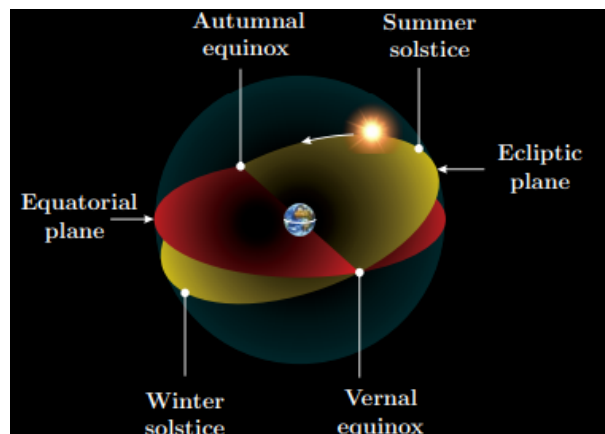


Figura 7 – Planos eclípticos e equatoriais. De um quadro centrado na Terra, o Sol parece orbitar a Terra. O plano de sua órbita é o plano da eclíptica. Os solstícios e equinócios são rotulados com base nas estações do hemisfério norte.

Fonte:[[Shimmin, 2012](#)]

Os quadros ECI permanecem quase inerciais por causa das forças centrífugas e de Coriolis negligenciadas devido à órbita do sistema solar em torno do centro galáctico. Além disso, existem forças centrífugas residuais dentro do quadro à medida que a origem (a Terra) orbita ao redor do Sol. Essas forças podem ser compensadas incluindo o Sol como uma perturbação gravitacional (conforme descrito na Seção 3.5.1).

Para modelar as forças que atuam na espaçonave é necessário definir um referencial local. Dentro do referencial ECI, r representa o vetor de posição da espaçonave desde a origem (definido como o centro do corpo primário), conforme mostrado na Figura 8, enquanto v é o vetor de velocidade da espaçonave. Designando o vetor de posição como a vertical local e a tangente em relação ao corpo central como a horizontal local, isso define um quadro local conhecido como quadro de Gauss ou quadro Local *ertical-Local Horizontal* (LVLH) (*STK Suite Help Files 2011*). É importante notar que a horizontal local não é necessariamente paralela à velocidade, conforme destacado na Figura 9.

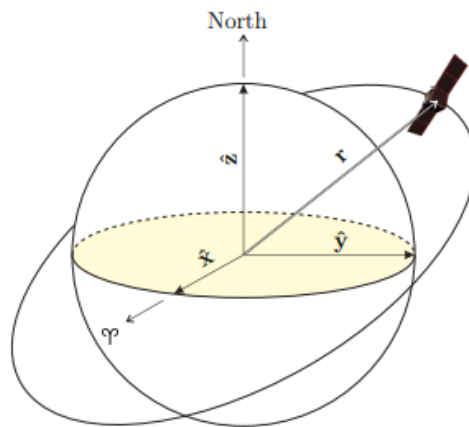


Figura 8 – Quadro inercial centrado na Terra. Os eixos \hat{x} , \hat{y} , \hat{z} representam o quadro J2000.0, onde \hat{x} aponta para o equinócio vernal e \hat{z} aponta para o pólo norte da Terra.

Fonte: [Shimmin, 2012]

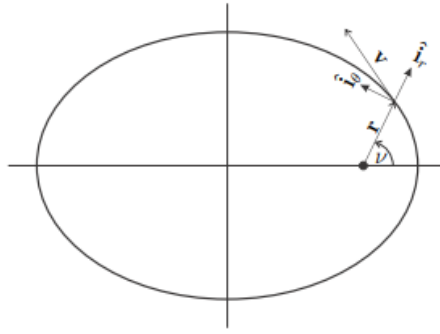


Figura 9 – Quadro de Gauss local. O vetor v representa a velocidade da espaçonave. O vetor r representa a posição da espaçonave em relação ao corpo primário. A anomalia verdadeira ν representa o ângulo desta posição em relação ao perigeu.

Fonte:[Shimmin, 2012]

3.4 Equações Orbitais de Movimento

Algumas singularidades nos elementos Keplerianos limitam o processo de cálculo orbital em trabalhos de otimização. Portanto, a tendência recente é usar elementos equinociais para o cálculo de trajetórias orbitais. Uma revisão de conjuntos de elementos orbitais por Hintz [2008] chegou à mesma conclusão de Letterio [2005]: os elementos que resultam nas trajetórias mais suaves são o conjunto de elementos equinociais modificado proposto por Walker [1985],

$$p = a(1 - e^2), \quad (3.2)$$

$$f = e \cos(\omega + \Omega), \quad (3.3)$$

$$g = e \sin(\omega + \Omega), \quad (3.4)$$

$$h = \tan \frac{i}{2} \cos \Omega, \quad (3.5)$$

$$k = \tan \frac{i}{2} \sin \Omega, \quad (3.6)$$

$$L = \omega + \Omega + \nu, \quad (3.7)$$

onde p representa o semi-latus rectum da elipse, L representa a longitude verdadeira e f, g, h e k são transformações não singulares convenientes dos elementos keplerianos, sem significado físico.

A falta de significado físico em elementos equinociais tem dificultado sua absorção. Muitos estudos publicados ainda usam coordenadas keplerianas ou mesmo cartesianas, e muitos livros didáticos amplamente utilizados nem sequer mencionam o conjunto de elementos equinociais modificado. Por exemplo, Chobotov [2002] esboça o conjunto original

de elementos equinociais proposto por [Broucke and Cefola \[1972\]](#), mas negligencia o conjunto modificado.

Diferenciando as Equações de 3.2 a 3.7, definindo os elementos equinociais modificados e depois substituindo por essas mesmas equações para remover os termos keplerianos, obtém-se as equações de movimento gaussianas apresentadas por [[Walker, 1985, 1986, Keppeler, 2000, Erb, 2002, Letterio, 2005, Hintz, 2008](#)]³,

$$\dot{p} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{2p}{\omega} \Delta_{\theta}, \quad (3.8)$$

$$\dot{f} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(\Delta_r \sin L + \frac{(\omega + 1) \cos L + f}{\omega} \Delta_{\theta} - \frac{g(h \sin L - k \cos L)}{\omega} \Delta_h \right), \quad (3.9)$$

$$\dot{g} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(-\Delta_r \cos L + \frac{(\omega + 1) \sin L + g}{\omega} \Delta_{\theta} - \frac{f(h \sin L - k \cos L)}{\omega} \Delta_h \right), \quad (3.10)$$

$$\dot{h} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{s^2 \cos L}{2\omega} \Delta_h, \quad (3.11)$$

$$\dot{k} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{s^2 \sin L}{2\omega} \Delta_h, \quad (3.12)$$

$$\dot{L} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(\frac{h \sin L k \cos L}{\omega} \Delta_h \right) + \sqrt{\mu p} \left(\frac{\omega}{p} \right)^2, \quad (3.13)$$

que foram simplificados usando os termos

$$\omega = 1 + f \cos L + g \cos L, \quad (3.14)$$

$$s^2 = 1 + h^2 + k^2, \quad (3.15)$$

onde μ representa a constante gravitacional do corpo primário ($398600, 4418 \times 10^9 \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$ para a Terra conforme [Nat \[2000\]](#) e $4902, 7989 \times 10^9 \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$ para a Lua conforme [Zhang \[1994\]](#). As perturbações Δ_r , Δ_{θ} e Δ_h representam a aceleração total devido a forças diferentes da gravidade clássica do corpo primário, dividida em componentes vetoriais usando o quadro LVLH descrito na seção 3.3. Note que Δ_{θ} não é necessariamente paralelo ao vetor velocidade. Observe também que na ausência de perturbações, o único elemento variável no tempo é L , a longitude verdadeira. Isso ocorre porque os outros elementos especificam uma órbita, enquanto a longitude verdadeira representa a posição do corpo em órbita dentro dessa órbita. Na ausência de forças perturbadoras, a órbita permanece constante.

³ Observe que a equação para g foi corrigida em [Walker \[1986\]](#). Essa correção às vezes é perdida em publicações posteriores, como [Hintz \[2008\]](#)

3.5 Perturbações

A força perturbadora total $[\Delta_r \Delta_\Theta \Delta_h]$ é resolvida a partir da influência de terceiros corpos Δ_q , a obliteração do corpo primário Δ_g , a pressão de radiação solar Δ_\odot e o empuxo aplicado da espaçonave Δ_T . Erb [2002] afirma que,

“A aceleração Δ_q pode, dependendo da situação geral, ser algo para se aproveitar, ou algo que precisa ser compensado” ([Erb, 2002], p.8).

Esta frase diz que é possível planejar a trajetória da espaçonave de tal forma que as assistências gravitacionais Δ_q aumentem ao máximo a velocidade da espaçonave em relação à Terra, reduzindo assim os requisitos de empuxo no sistema de propulsão.

3.5.1 Terceiro Corpo

A literatura revisada concorda unanimemente que o modelo mais preciso disponível para as posições relativas dos corpos dentro do sistema solar é o JPL Planetário e Efemérides Lunares da NASA. Esses dados estão acessíveis em Jet [2004], na forma de coordenadas cartesianas para corpos celestes em qualquer data juliana.

Para calcular a distância entre os respectivos corpos, é necessário traduzir a posição da espaçonave em coordenadas cartesianas. Betts [1994] deriva o seguinte conjunto de equações para este propósito,

$$r_x = \frac{r}{s^2} (\cos(L) + \alpha^2 \cos(L) + 2hk \sin(L)), \quad (3.16)$$

$$r_y = \frac{r}{s^2} (\sin(L) - \alpha^2 \sin(L) + 2hk \cos(L)), \quad (3.17)$$

$$r_z = \frac{2r}{s^2} (h \sin(L) - k \cos(L)), \quad (3.18)$$

$$v_x = -\frac{1}{s^2} \sqrt{\frac{\mu}{p}} (\sin(L) + \alpha^2 \sin(L) - 2hk \cos(L) + g - 2f hk + \alpha^2 g), \quad (3.19)$$

$$v_y = -\frac{1}{s^2} \sqrt{\frac{\mu}{p}} (-\cos(L) + \alpha^2 \cos(L) + 2hk \sin(L) + f - 2ghk + \alpha^2 f), \quad (3.20)$$

$$v_z = \frac{2}{s^2} \sqrt{\frac{\mu}{p}} (h \cos(L) + k \sin(L) + fh + gk), \quad (3.21)$$

onde $r_{x,y,z}$ e $v_{x,y,z}$ são a posição e a velocidade, respectivamente, da espaçonave em eixos cartesianos, p, f, g, h, k e L são os elementos equinociais modificados da espaçonave conforme a equação 3.2, ω e s^2 são as funções auxiliares conforme as Equações 3.14 e 3.15 respectivamente, $\alpha^2 = h^2 - k^2$ e $r = \frac{p}{w}$ são duas funções auxiliares adicionais e μ uma vez novamente é a constante gravitacional do corpo primário que a espaçonave está orbitando. Betts [1994] demonstra que a aceleração gravitacional Δ_q em uma espaçonave devido a n corpos múltiplos dentro de um referencial centrado no corpo primário é

$$\Delta_q = - \sum_{j=1}^n \mu_j \left[\frac{\mathbf{d}_j}{d_j^3} + \frac{\mathbf{s}_j}{d_j^3} \right], \quad (3.22)$$

onde μ_j é a constante gravitacional do j-ésimo corpo, d_j é a distância do j-ésimo corpo (do satélite) e s_j é a distância do j-ésimo corpo do corpo primário. Isso é necessário para remover o viés do j-ésimo corpo que atrai o corpo primário (e, portanto, a origem do nosso referencial). Conforme explicado por Kaplan [1976], p. 357, “A atração efetiva da Lua em uma unidade de massa próxima à Terra é apenas a atração da Lua na massa menos a atração da Lua no centro da Terra”.

3.5.2 Oblação do Corpo Primário

A Terra não é uma esfera perfeita. Essas imperfeições são mais comumente aproximadas com harmônicos esféricos, que modelam um elipsóide de densidade uniforme. Embora as diferenças entre uma esfera e um elipsóide de massa idêntica sejam apenas perceptíveis em órbitas de baixa altitude, uma vez que é onde a trajetória da espaçonave é mais suscetível a variações de parâmetros, ela pode ter um efeito substancial no estado final. Os harmônicos latitudinais são conhecidos como harmônicos zonais, os harmônicos longitudinais são conhecidos como harmônicos setoriais e qualquer combinação dos dois é conhecida como harmônico tesseral. Alguns exemplos de harmônicos esféricos são mostrados na Figura 10:

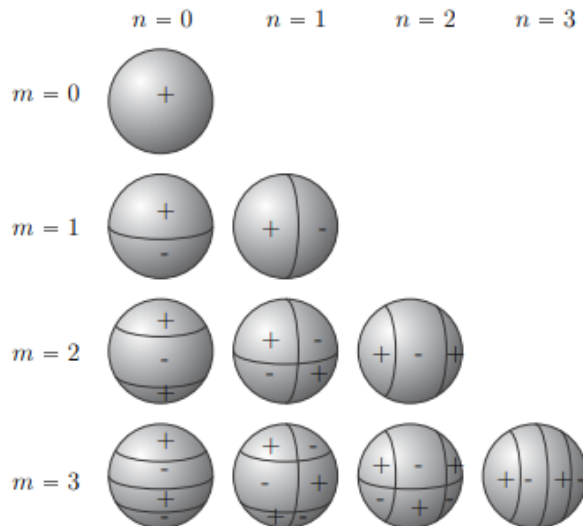


Figura 10 – Harmônicos Esféricos. O grau do harmônico zonal é m , e a ordem do harmônico setorial é n .

Fonte:[Shimmin, 2012]

A força centrífuga da Terra girando faz com que ela inche para fora no equador. Isso faz com que o raio equatorial da Terra seja mais de 30 km maior que o raio polar,

resultando em um primeiro coeficiente harmônico zonal significativo, J_2 ($m = 2, n = 0$). Como o coeficiente J_2 da Terra é três ordens de magnitude maior que seus coeficientes J_3 e J_4 , esses termos de ordem superior têm sido frequentemente negligenciados em simulações, como as realizadas por Yang [2007].

No entanto, modelar o corpo central como um elipsóide não permite densidade não-uniforme da crosta do corpo. A Lua em particular tem densidade bastante não-uniforme devido à presença de concentrações de massa ou mascons, tão severas que a maioria das órbitas lunares baixas (LLOs) decairá e impactará a superfície dentro de 6 meses [Zeile et al., 2010]. Para incluir variações na densidade, missões de satélite recentes desenvolveram modelos muito precisos do potencial gravitacional ao redor da Terra (como a missão *Gravity Recovery and Climate Experiment*, GRACE, patrocinada por Deu [2009]), e a Lua (como o Gravity Laboratório de Recuperação e Interiores, GRAIL).

A energia potencial (W) é definida no *Global Geodetic Survey* [Nat, 2000]

$$W = V + \Phi, \quad (3.23)$$

onde Φ é o potencial devido ao momento angular do corpo, ao girar com velocidade angular ω em torno de um eixo r metros de distância, dado por

$$\Phi = \frac{1}{2}\omega^2 r^2. \quad (3.24)$$

A função potencial gravitacional (V , unidades m^2s^{-2}) é definida como

$$V = \frac{\mu}{r} \left[1 + \sum_{n=2}^{n_{max}} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r} \right)^n \bar{P}_{n,m}(\sin \phi') (\bar{C}_{n,m} \cos m\lambda + \bar{S}_{n,m} \sin m\lambda) \right], \quad (3.25)$$

onde μ é a constante gravitacional do corpo (definida na Seção 3.4), a é o semi-eixo maior do corpo elipsóide (definido pela National Imagery and Mapping Agency como 6378137,0 m para a Terra). Os parâmetros geográficos do raio r do satélite, longitude λ e latitude ϕ são calculados convertendo o referencial inercial em um referencial fixo na superfície, conforme descrito pelo *International Earth Rotation Service* [Petit and Luzum, 2010]. $\bar{P}_{n,m}(\sin \phi')$ representa a série de polinômios de Legendre normalizados associados definidos por Nat [2000]. Os parâmetros n e m representam o grau e a ordem dos coeficientes gravitacionais normalizados $C_{n,m}$ e $S_{n,m}$. São esses coeficientes normalizados que são calculados, registrados e publicados.

A força perturbadora que atua na espaçonave é então determinada usando

$$\Delta_g = \nabla W. \quad (3.26)$$

O impacto dos harmônicos gravitacionais obviamente será maior em altitudes mais baixas. Os harmônicos da Terra, dominados pela protuberância J_2 , afetam principalmente ω e Ω ([Montenbruck and Gill, 2000], [Eshagh and Alamdari, 2007]); por exemplo, uma órbita síncrona do sol (SSO) faz precessão ao redor da Terra em 360° por ano, mas sofre uma mudança de inclinação mínima. Para uma análise aproximada dos resultados, esse comportamento é aproximado por

$$\dot{\Omega} = -\pi \frac{3J_2}{r_{peri}^2 \mu} \cos i. \quad (3.27)$$

$$\dot{\Omega} = \pi \frac{3J_2}{r_{peri}^2 \mu} (5 \cos^2 i - 1). \quad (3.28)$$

onde r_{peri} é o raio do perigeu.

3.5.3 Efeitos Solares

Além da gravidade do Sol, existem dois importantes efeitos cinemáticos causados pelo Sol durante a transferência: o vento solar e a pressão da radiação solar. O vento solar consiste em partículas emitidas pelo Sol, principalmente núcleos ionizados e elétrons. Por causa das partículas carregadas no vento solar, ele não penetra na magnetosfera ao redor da Terra, exceto nos pólos magnéticos. A magnetosfera começa a cerca de 10 raios terrestres do centro da Terra. Assim, o vento solar pode ser desprezado durante a fase de ascensão. No entanto, mesmo durante as fases posteriores centradas na lua, o vento solar é extremamente variável, e as partículas de alta energia frequentemente penetram na nave espacial danificando a eletrônica (veja a Seção 3.6.1), mas impedindo qualquer transferência de momento significativa [Vaughan et al., 1996]. Como resultado, o vento solar pode ser negligenciado como perturbação orbital ao longo de toda a trajetória.

A radiação solar, em contraste, é bastante constante e previsível. A reflexão especular resulta em até o dobro do momento de cada fóton incidente sendo transmitido para a espaçonave; este é o mecanismo explorado pelas velas solares. A densidade média de energia solar é calculada dividindo a luminosidade solar média, L_\odot , pela área da superfície de uma esfera centrada no Sol, $4\pi r_\odot^2$, dando aproximadamente $1367,5 \text{ W}$ de radiação por metro quadrado de área próxima ao sistema Terra-Lua. O momento é posteriormente determinado dividindo-se pela velocidade da luz, c , dando aproximadamente $4,56 \times 10^{-6} \text{ Ns}$ por metro quadrado de área de seção transversal por segundo, em outras palavras, uma força contínua de $4,56 \times 10^{-6} \text{ N}$ em cada metro quadrado de área vista do Sol. Essa “constante” forma a base da equação de Chobotov para calcular a média da aceleração de um corpo devido à pressão da radiação solar ([Chobotov, 2002], p. 223). Infelizmente, a equação de Chobotov destina-se a naves espaciais em órbita geoestacionária. Uma missão lunar viaja muito mais longe da Terra do que o GEO e, conseqüentemente, requer o cál-

culo da distância da espaçonave ao Sol para determinar a pressão solar média, conforme dado por

$$\Delta_{\odot} = -\frac{L_{\odot}}{4\pi r_{\odot}^2 c} \left(\frac{A_{eff}}{m}\right) (1 + \beta) \hat{r}_{\odot}. \quad (3.29)$$

onde Δ_{\odot} é a magnitude da aceleração devido à radiação solar, em ms^{-2} , β é o coeficiente de reflexão especular (+1 para reflexão total do espelho, 0 para absorção total do corpo negro, -1 para transmissão transparente total), A_{eff} é a área efetiva projetada do satélite e m é a massa total da espaçonave. A velocidade da luz, c , é $299792458,0 \text{ ms}^{-1}$, e a luminosidade solar média, L_{\odot} , é $3,846 \times 10^{26} \text{ W}$.

3.5.4 Empuxo Aplicado

Uma vez que a direção do empuxo é um parâmetro de projeto (ajustável girando a espaçonave para apontar o propulsor na direção desejada), um vetor unitário fornecendo essa direção é definido como

$$\hat{u} = u_r u_{\theta} u_h, \quad (3.30)$$

tal que o vetor de empuxo é dado por

$$\Delta_T = \frac{T}{m} \hat{u}, \quad (3.31)$$

onde T é o empuxo instantâneo e m é a massa úmida instantânea da embarcação.

Em uma órbita elíptica, o impulso (aproximadamente) tangencial ao raio orbital é a maneira mais eficiente de aumentar a velocidade orbital e, portanto, empurrar a espaçonave para uma órbita mais alta. Isso tem o infeliz efeito colateral de aumentar continuamente o período orbital e, conseqüentemente, diminuir a taxa de rotação necessária para orientar o vetor de empuxo (a espaçonave deve girar uma vez por órbita para impulsionar em uma direção constante em relação à Terra). Isso precisa ser compensado com o sistema de controle de atitude.

3.6 Ambiente Espacial

3.6.1 Cinturão de Van-Allen

O maior perigo para a transferência utilizada pela missão Smart-1 é a radiação. Em particular, a magnetosfera da Terra aprisiona a radiação de partículas em duas bandas acima do equador magnético, como visto na seção transversal conceitual na Figura 11.

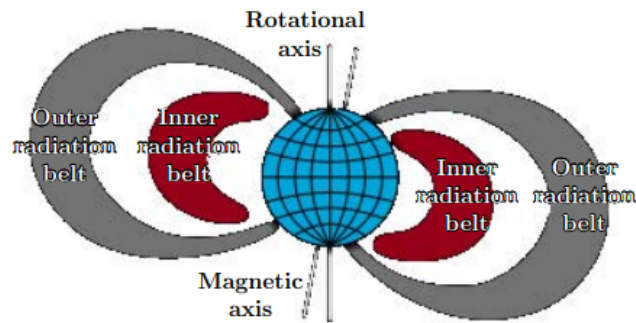


Figura 11 – Conceptual image of the van Allen belts.

Fonte:[Shimmin, 2012]

O cinturão de radiação externo se estende de uma altitude de cerca de três a dez raios terrestres e é caracterizado por uma densidade relativamente alta de elétrons energéticos ($0,1 - 10 \text{ MeV}$) e alguns prótons. A densidade varia muito com base em tempestades geomagnéticas e variações no vento solar, mas uma distribuição média é mostrada na Figura 12.

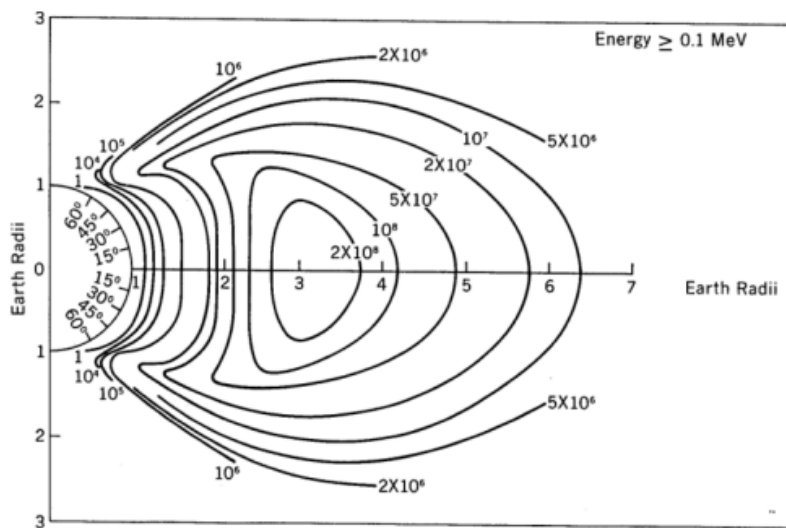


Figura 12 – Modelo de distribuição de fluxo de prótons AP8MIN van Allen Belt da NASA (Sawyer e Vette 1976). Os contornos representam partículas por centímetro quadrado por segundo.

Fonte:[Shimmin, 2012]

Muito mais problemático é o cinturão interno, que se estende de uma altitude de 100 km (o limite de nossa atmosfera) a cerca de 10.000 km, e consiste em altas concentrações de prótons energéticos (alguns acima de 400 MeV , que podem penetrar 143 mm de chumbo) que se acredita ser causado por colisões de raios cósmicos com núcleos da

atmosfera superior [Hess, 1968]. A distribuição média de prótons de energia mais alta é mostrada na Figura 13.

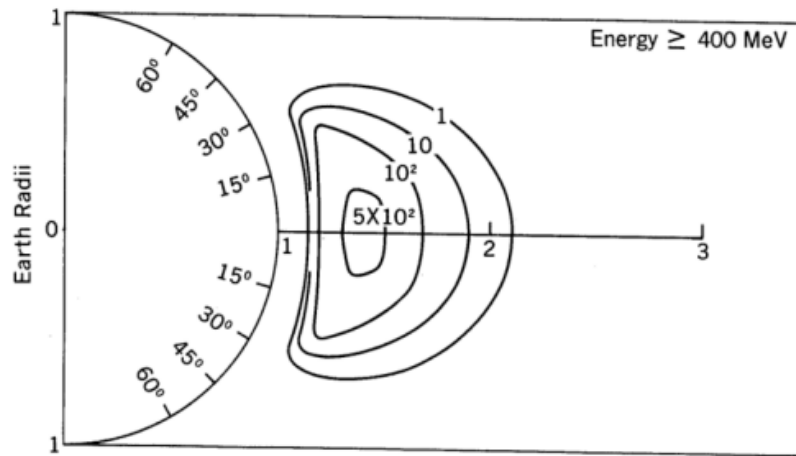


Figura 13 – Modelo de distribuição de fluxo de prótons AP8MIN van Allen Belt da NASA (Sawyer e Vette 1976). Os contornos representam partículas por centímetro quadrado por segundo.

Fonte: [Shimmin, 2012]

Embora a radiação de energia mais baixa possa corromper e frequentemente corrompe os dados do computador nos satélites, medidas preventivas podem ser tomadas, como o uso de hardware protegido contra radiação ou a blindagem dos processadores. A radiação de energia mais alta, no entanto, danifica os painéis solares, reduzindo a quantidade de energia que eles podem gerar. A única solução conhecida para este problema é passar o menor tempo possível dentro dos cintos de van Allen. Esta é a razão para a fase de subida de maior impulso. Considerações de arquitetura de missão semelhantes são vistas na maioria das missões de baixo empuxo, incluindo SMART-1 [Racca et al., 2002].

3.6.2 Space Debris

Outro perigo para os voos espaciais são os detritos orbitais, na forma de satélites extintos e partes de foguetes, bem como micrometeoritos. O Escritório do Programa de Detritos Orbitais da NASA mantém um catálogo das maiores peças conhecidas. Assim que uma trajetória completa for conhecida, ela pode ser verificada neste catálogo. Se a trajetória chegar a uma distância predeterminada de qualquer objeto conhecido, ela pode ser recalculada com um perfil de empuxo ajustado ou data de partida. No entanto, as órbitas de pedaços menores de lixo espacial e micrometeoritos são desconhecidas, e os impactos continuam sendo um risco para a missão.

4 Propulsão Elétrica

4.1 Histórico

A ideia de propulsão elétrica (EP) existe há muito tempo. Já em 1906, Robert Goddard brincou com a ideia de um escape de foguete acelerado por meios eletrostáticos [Goddard, 1959], mas depois de realizar alguns experimentos em 1906, ele se concentrou no então foguete químico muito mais viável. Seguindo Goddard, Oberth [1929] estudou o conceito e dedicou um capítulo de seu livro de 1929 ' *Wege zur Raumschiffahrt* ' à propulsão iônica. Stuhlinger [1954] publicou vários artigos nos quais o sistema de propulsão elétrica completo era discutido, com sugestões de como os principais problemas poderiam ser superados. No final da década de 1960, a tecnologia de propulsores de íons estava em um estágio suficientemente avançado de desenvolvimento para que alguns testes de voo pudessem ser realizados. Os EUA desenvolveram com sucesso propulsores elétricos que foram validados em voo pelas missões SERT I e II [Byers and Staggs, 1969] (*Space Electric Rocket Test*). A primeira missão dos EUA a usar o SEP como propulsão primária foi a missão interplanetária Deep Space-1 [Polk, 2001], que realizou um sobrevoo de um asteroide e um cometa, usando um propulsor de íons em grade, após injeção direta em uma trajetória interplanetária, pelo veículo lançador.

Na Rússia, o desenvolvimento do PE concentrou-se nos propulsores de efeito Hall (ou SPT – propulsor de plasma estacionário). Após testes terrestres nos anos 50 e 60, os testes em voo começaram em 1972, com aplicação regular para funções de manutenção de estação GEO a partir de 1976. Em 2001, 140 desses propulsores SPT foram operados em voo [Kim, 2001], para manutenção de estação e órbita fina ao controle. No Japão, o desenvolvimento de EP levou ao lançamento da espaçonave Hayabusa lançada em 2003 em uma trajetória interplanetária. Propulsores de íons em grade do tipo micro-ondas foram usados em combinação com assistências gravitacionais para entrar em órbita ao redor do asteroide Itokawa em setembro de 2005.

Na Europa, o desenvolvimento da propulsão elétrica, para elevação e controle da órbita, concentrou-se em propulsores de efeito Hall e em grade; com a França desenvolvendo, em uma joint venture com a empresa russa Fakel, o efeito Hall PPS-1350, a Alemanha o propulsor de íons em grade RIT e o Reino Unido o propulsor de íons em grade de bombardeio de elétrons (T5 e T6). A primeira missão da ESA a empregar propulsão elétrica em voo foi a Eureka, lançada em 1992, que incluía um propulsor iônico do tipo RIT para fins de teste. Mais tarde, a missão Artemis foi lançada, incluindo dois tipos de propulsores de íons em grade, o RIT alemão e o propulsor de íons de bombardeio de elétrons do Reino Unido (T5). Estes foram originalmente projetados para serem

usados apenas para manutenção da estação norte-sul, mas quando um lançador de baixo desempenho deixou a espaçonave presa em uma órbita baixa, a missão foi redesenhada de forma inovadora e salva pelo uso combinado dos subsistemas de hidrazina e propulsão elétrica. Sem o uso do subsistema EP, a espaçonave não teria conseguido atingir sua órbita operacional [Killinger, 2003].

4.2 Características

4.2.1 Equação do foguete ideal

O movimento de um veículo espacial é governado pela lei da ação-reação ou princípio da conservação do momento. A aceleração é criada pela expulsão de uma massa propulsora ([Sutton and Biblarz, 2010], [Turner, 2009], [Frisbee, 2003]). Consideramos um foguete de massa m movendo-se com velocidade v e sujeito a forças externas F_{ext} . A massa do foguete diminui a uma taxa $\dot{m} = dm/dt$. Aplicando a segunda lei de Newton ao foguete entre os tempos t e $t + dt$ leva à equação geral do movimento para um sistema de massa variável.

$$F_{ext} + \frac{dm}{dt}v_e = F_{ext} + \dot{m}v_e = m\frac{dv}{dt}, \quad (4.1)$$

onde v_e é o vetor velocidade da massa do propelente ejetado em relação ao foguete. O produto $T = mv_e$ é chamado de empuxo do foguete. Pode ser interpretado como uma força adicional aplicada ao foguete devido à expulsão do propelente. Projetando todos os vetores ao longo da direção da velocidade v , desprezando forças externas como gravidade, arrasto e pressão de radiação, e assumindo que a magnitude da velocidade de exaustão v_e seja constante, a equação anterior pode ser integrada no tempo para dar uma expressão para a mudança em velocidade Δv

$$\Delta v = v_f - v_0 = v_e \ln \left(\frac{m_0}{m_f} \right) = v_e \ln \left(1 + \frac{m_p}{m_f} \right), \quad (4.2)$$

onde os subscritos 0 e f referem-se ao tempo inicial t_0 e ao tempo final t_f do período de aceleração, respectivamente. A massa inicial m_0 é a soma da massa do propelente m_p consumida durante o tempo de propulsão $t_p = t_f - t_0$ e a massa final de queima m_f , que inclui a massa seca e a massa da carga útil a entregar. A Equação 4.2 é conhecida como a equação do foguete ideal, ou a equação do foguete de Tsiolkovsky, em homenagem ao físico russo que a derivou em 1903. Ela relaciona a mudança na velocidade, ou incremento de velocidade, Δv de uma espaçonave à velocidade de ejeção do propulsor, a massa da espaçonave e a massa final ([Sutton and Biblarz, 2010],[Turner, 2009]). A equação do foguete mostra que há duas opções para atingir um grande Δv : ou queimar uma quantidade substancial de propelente ($m_p \approx m_0$) ou usar um propulsor capaz de gerar uma alta v_e .

A segunda opção é preferível, pois permite embarcar uma carga maior e mais pesada. O Δv necessário para realizar uma manobra ou cumprir uma missão pode ser calculado a partir da mecânica orbital. Alguns Δv típicos para várias manobras e viagens espaciais estão listados na Tab. 4.2.1 [Frisbee, 2009].

Deslocamento do satélite	Δv (m/s por ano)
Compensação de arrasto	30
Controle de Atitude	2-6
Station Keeping em GEO	50
Transferência de Órbita	Δv (km/s)
Terra-LEO	9,7
LEO-GEO	4,3
LEO-Lua	5,9
LEO-L1	3,7
LEO-L2	3,4
LEO-Marte	4,3
Jornadas interplanetárias	Δv (km/s)
Planetas próximos	5-8
Planetas distantes	10-15
100-1000 au	100
10000 au	1000
Meio interestelar	30000

Tabela 2 – Δv típico para várias manobras e missões (LEO: órbita baixa da Terra; GEO: órbita geossíncrona; Lx: pontos Lagrangeanos). O símbolo au refere-se à unidade astronômica, que é aproximadamente a distância da Terra ao Sol ($1au = 149.597.871km$).

Fonte:[Mazouffre, 2016]

O alcance de Δv é muito amplo e a magnitude atinge várias dezenas de km/s para exploração do sistema Solar. Como o incremento de velocidade é uma quantidade conhecida em um cenário de missão espacial, uma forma mais apropriada para a Equação 4.2 é o que é expresso em termos de massa de propelente

$$m_p = m_0 \left[1 - \exp \left(\frac{-\Delta v}{v_e} \right) \right]. \quad (4.3)$$

A fim de reduzir o consumo de propelente, ou, em outras palavras, para entregar uma massa significativa de carga útil ao destino, a velocidade de exaustão deve ser pelo menos comparável ou melhor que o incremento de velocidade. A Figura 14 mostra a evolução da relação m_p/m_0 com a velocidade de exaustão v_e para dois incrementos de velocidade. Uma alta velocidade de exaustão permite reduzir drasticamente a fração de propelente, o que se traduz em redução de custos ou melhoria das características da missão,

por exemplo, carga útil maior ou duração aumentada. Os propulsores químicos, sejam líquidos ou sólidos, são fundamentalmente limitados pela energia por unidade de massa armazenada no propelente, de tal forma que v_e não pode exceder 5500 m/s ([Sutton and Biblarz, 2010],[Turner, 2009]). Esta limitação pode ser contornada alterando o mecanismo de conversão de energia: A fonte de energia deve ser separada do propelente. A propulsão elétrica, tanto a propulsão nuclear quanto a propulsão por feixe ([Turner, 2009],[Frisbee, 2003]), é uma das possibilidades, pois uma fonte externa de energia é usada para energizar e acelerar o propelente, como veremos mais adiante. O EP, portanto, permite altas v_e tornando possíveis missões com grandes Δv inacessíveis com motores químicos.

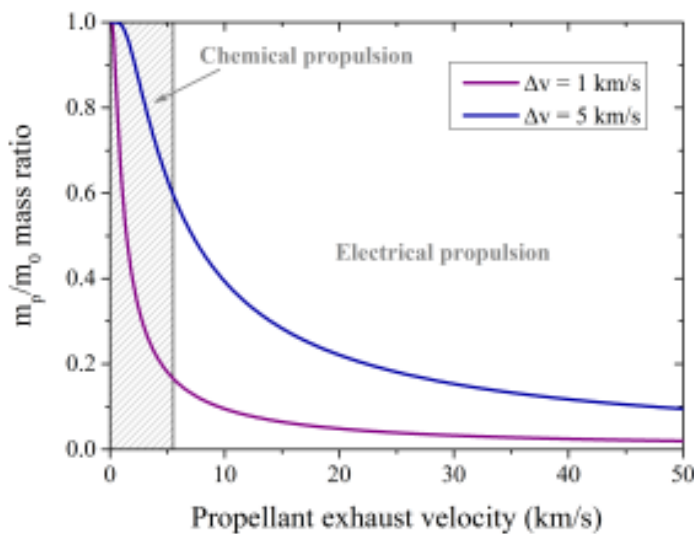


Figura 14 – Relação entre a massa de propelente e a massa inicial em função da velocidade de exaustão v_e para dois valores do incremento de velocidade Δv . A área tracejada corresponde ao domínio de propulsão química com v_e abaixo de $5,5 \text{ km/s}$.

Fonte:[Mazouffre, 2016]

4.2.2 Impulso específico

O impulso total I é definido como a integral do empuxo sobre a duração de operação do propulsor

$$I = \int_0^{t_p} f(t) dt = \int_0^{t_p} \dot{m}_p v_e dt = m_p v_e, \quad (4.4)$$

onde \dot{m}_p é a vazão mássica do propelente. A velocidade de exaustão é assumida constante na Equação 4.4. O impulso total mede a mudança no momento que um propulsor pode transmitir a um foguete ou a uma espaçonave. É expresso em N . A Equação 4.4 indica que existem duas maneiras de atingir um determinado impulso: ou uma força forte é

aplicada durante um curto período de tempo ou uma força fraca é aplicada durante um longo período de tempo. A segunda estratégia corresponde à propulsão elétrica, que permite alcançar um longo tempo de propulsão graças a um baixo consumo de propelente, enquanto o nível de empuxo permanece moderado devido a restrições de potência.

O impulso específico I_{sp} é o impulso entregue por unidade de propelente consumida. É equivalente ao empuxo produzido por unidade de vazão do propulsor. O I_{sp} é definido por convenção em termos de peso na superfície da Terra; é, portanto, expresso em segundos

$$I_{sp} = \frac{\int_0^{t_p} f(t) dt}{g_0 \int_0^{t_p} \dot{m}_p dt} = \frac{I}{g_0 m_p}, \quad (4.5)$$

onde g_0 é a gravidade padrão da Terra. Se o empuxo for constante, o que é verdade se os estágios de ignição e desligamento forem desprezados, então o I_{sp} é simplesmente proporcional a v_e

$$I_{sp} = \frac{F}{g_0 \dot{m}_p} = \frac{v_e}{g_0} \approx \frac{v_e}{10}, \quad (4.6)$$

O impulso específico é uma figura de mérito relevante no campo da propulsão espacial, pois é uma medida da eficiência de um propulsor em termos de consumo de combustível. Como pode ser visto na Equação 4.5, quanto maior o impulso específico, menos propelente é necessário para produzir um determinado nível de impulso. O alto I_{sp} dos propulsores elétricos os torna muito atraentes, desde que a duração não seja um aspecto crítico para a missão. Devido a um alto I_{sp} , o EP permite alcançar uma grande velocidade final da espaçonave e um grande impulso total, desde que o propulsor seja acionado durante um período de tempo suficientemente longo. A vida útil do sistema de propulsão, que é principalmente governada pela erosão e deterioração de componentes como a câmara de plasma, eletrodos e o neutralizador, torna-se, portanto, um parâmetro essencial. Conseqüentemente, a tecnologia EP deve ser altamente confiável com uma probabilidade de falha muito baixa por um longo período de tempo.

4.2.3 Eficiência

Em muitos dispositivos de propulsão elétrica eficientes, átomos ou moléculas do propelente de entrada, que podem estar no estado sólido, líquido ou gasoso, devem primeiro ser convertidos em íons antes de serem acelerados a alta velocidade e ejetados para fora. Como apenas uma fração do propelente armazenado é transformada e produz empuxo, uma quantidade essencial é a massa ou eficiência de utilização do propelente

$$\alpha = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_p} = \frac{I_b M}{e \dot{m}_p}, \quad (4.7)$$

onde \dot{m}_i é a vazão mássica de íons, I_b é a corrente de íons no feixe de exaustão, e é a carga elementar e M é a massa atômica do propelente. A Equação 4.7 é dada assumindo que o feixe de exaustão contém apenas íons de carga simples, mas a eficiência de utilização de massa pode ser facilmente corrigida para levar em conta espécies de íons de carga múltipla ([Goebel and Katz, 2008],[Dannenmayer and Mazouffre, 2011]). Assim, para propulsores em que o propelente é ionizado, o empuxo lê $T = \Omega \dot{m}_i v_e = \alpha \dot{m}_p v_e$ e o impulso específico é dado por $I_{sp} = \alpha \frac{v_e}{g_0}$. De fato, $\alpha = 1$ tem dois significados em EP: ou o fluxo do propelente é totalmente ionizado, o que demonstra uma alta eficiência, ou o mecanismo de produção de empuxo não se baseia na aceleração dos íons. Em vez disso, o propelente é aquecido eletricamente e expandido no vácuo, como veremos mais adiante. Como α é uma grandeza difícil de determinar com precisão, a potência mecânica no feixe geralmente não é usada como indicador de desempenho para comparar tecnologias. Em vez disso, a eficiência de empuxo η de qualquer propulsor elétrico é definida como

$$\eta = \frac{P_{mecha}}{P_{elec}} = \frac{\dot{m}_p v_e^2}{2P_{elec}} = \frac{T^2}{2\dot{m}_p P_{elec}}, \quad (4.8)$$

onde P_{elec} é a potência elétrica de entrada. Com esta definição, η pode ser acessado medindo o empuxo em uma câmara de teste. A equação anterior também é válida para propulsores químicos substituindo P_{elec} pela potência química disponível. Para atingir uma alta eficiência de empuxo, todos os termos de perda de potência devem ser minimizados; eles englobam ionização e dissociação de combustível, propagação de velocidade, divergência de feixe, deposição de energia nas paredes e nos eletrodos, radiação e perdas em componentes como o neutralizador e bobinas de magnetização.

A Equação 4.8 pode ser usada para expressar o empuxo por unidade de potência de entrada ou razão de empuxo para potência

$$\frac{T}{P_{elec}} = \frac{2\eta}{\alpha v_e} = \frac{2\eta}{g_0 I_{sp}}, \quad (4.9)$$

Como pode ser visto, o nível de empuxo é limitado pela potência disponível a bordo. Além disso, para uma potência de entrada fixa e eficiência de empuxo, aumentar o I_{sp} reduz o empuxo. Há, portanto, uma troca entre T e I_{sp} , mesmo se $\eta = 1$. Como os propulsores elétricos fornecem um impulso específico alto, eles são dispositivos de baixo empuxo operando durante longos períodos de tempo.

4.2.4 Restrição de fonte de energia

Na propulsão elétrica, a energia é fornecida de uma fonte externa, o que significa que o propelente e a energia necessária para criar o momento são desacoplados, em contraste com a propulsão química. A energia pode ser gerada a partir de vários tipos de

fontes como painéis solares fotovoltaicos, baterias, um RTG ou um reator nuclear ([Frisbee, 2003],[Gibson et al., 2014]). As vantagens e desvantagens das várias fontes estão resumidas na Tabela 3.

Propriedades	Fonte de energia elétrica			
	#	Painéis solares	Baterias	RTG
Potência (kW)	1-15	0,1-100	0,1-1	100-1000
Eficiência (%)	20-30	>90	<7	30
ξ (W/kg)	150-300	100-1000	5	5-40
Degradação	Alta	Baixa	Média	Baixa
Órbita	Terra	Interplanetária	Interplanetária	Interplanetária

Tabela 3 – Características de várias fontes de energia elétrica para EP. RTG significa gerador termoeletrico de radioisótopo. A energia solar média perto da Terra é $1360 W/m^2$ ($600 W/m^2$ em torno de Marte e $50 W/m^2$ em torno de Júpiter).

Fonte:[Mazouffre, 2016]

Dois critérios são de particular relevância para voos espaciais: A potência de saída e a massa da fonte ([Turner, 2009],[Jahn and Choueiri, 2002]). A potência total disponível a bordo da espaçonave determina diretamente o nível de empuxo, conforme mostrado pela Equação 4.9. Por exemplo, para produzir $10 N$ ($\approx 1 kg$) com uma eficiência de 50% e um I_{sp} de $3000 s$ (valores típicos para alguns sistemas EP) são necessários $300 kW$ de energia elétrica, o que exigiria uma área de painel solar de cerca de $900 m^2$ perto da Terra, de acordo com a Tabela 3. Além disso, a fonte de alimentação deve ser transportada pelo veículo espacial. Ao contrário de um foguete químico, a massa da fonte de energia de um foguete elétrico não diminui com o tempo. Corresponde a uma massa seca. Como consequência, a relação potência/massa ξ da fonte aparece como um parâmetro crítico. Dados na Tabela 3 mostram que os painéis solares e as baterias são as fontes de energia mais adequadas para EP. As baterias leves e de alto rendimento ainda não estão prontas para aplicações de propulsão no espaço, portanto, os propulsores elétricos são atualmente alimentados por painéis solares. No entanto, o aumento da eficiência e a redução da massa dos painéis solares são necessários para missões de exploração ambiciosas em direção a asteroides e planetas próximos. Para viagens interplanetárias em direção a planetas distantes, o reator de fissão nuclear continua sendo a melhor opção até agora ([Turner, 2009],[Frisbee, 2003],[Frisbee, 2009]).

É evidente do exposto que a velocidade de exaustão, bem como o empuxo, depende da massa da fonte de energia [Martinez-Sanchez and Pollard, 1998]. Usando a Equação 4.9 e introduzindo ξ , o empuxo de um dispositivo de propulsão elétrica torna-se

$$T = \dot{m}_i v_e = \alpha \dot{m}_p v_e = \sqrt{\frac{2\eta m_p m_{elec}}{t_p}}, \quad (4.10)$$

onde m_{elec} é a massa da fonte de alimentação. A necessidade de uma grande eficiência de empuxo e uma alta relação potência/massa é bem exemplificada na equação anterior. Para valores fixos de η e ξ , aumentar o empuxo requer um aumento na massa da fonte de alimentação, com penalização nos objetivos da missão. Como a massa da fonte de energia conta como massa seca para um sistema EP, a equação clássica de Tsiolkovsky não é mais adequada. Em vez disso, uma equação mais sofisticada deve ser usada [Turner, 2009]. Uma forma possível é a seguinte

$$\Delta v = v_e \ln \left(1 + \frac{2\eta\xi t_p}{2\eta\xi t_p \frac{m_s}{m_p} + \alpha^2 v_e^2} \right), \quad (4.11)$$

onde a massa da estrutura m_s inclui a massa da carga útil. O incremento de velocidade Δv é plotado em função de v_e para vários valores da razão potência-massa ξ na Figura 15. A figura mostra claramente que a velocidade da espaçonave não aumenta diretamente com v_e . Um grande v_e requer uma grande quantidade de energia, o que significa uma fonte de alimentação pesada. Quando a massa da unidade de potência se torna grande em comparação com a massa seca do veículo, o Δv diminui. Um ξ mais alto aumenta o incremento de velocidade alcançável e o pico Δv move-se para um v_e maior à medida que ξ aumenta. É claro que o tempo de propulsão t_p pode ser ajustado para atingir um grande Δv , mas isso cria restrições no perfil da missão. Ao projetar uma missão espacial baseada em EP, o propulsor, em que o empuxo e o I_{sp} são produzidos, não pode ser separado de sua fonte de alimentação, conforme ilustrado neste parágrafo. A relação potência/massa da unidade de potência é então um elemento chave para obter o melhor desempenho e otimizar o cenário da missão.

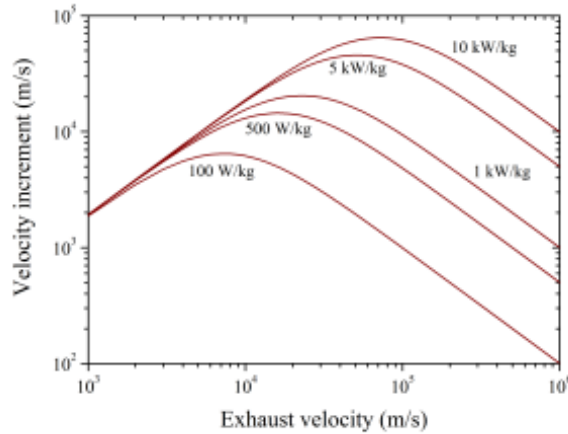


Figura 15 – Δv contra a velocidade de exaustão v_e para muitos valores da relação potência/massa ξ ($m_s/m_p = 0,17$, $\eta = 0,5$, $\alpha = 1$ e $t_p = 280$ h).

Fonte: [Mazouffre, 2016]

4.3 Tipos de Propulsores Elétricos

Como explicado anteriormente, o princípio básico da propulsão elétrica consiste em aplicar energia elétrica ao propelente de uma fonte de energia externa para atingir especialmente uma alta velocidade de exaustão, bem acima do que um motor químico produz. A classificação conceitual dos conceitos e tecnologias de propulsores elétricos é definida de acordo com a forma como a energia elétrica é transferida (produção de plasma) e são gerados o empuxo e o I_{sp} (aceleração do plasma). O sistemas EP é, portanto, dividido em três grandes categorias ([Jahn and Choueiri, 2002],[Dankanich, 2010]):

- **Propulsão eletrotérmica:**

A eletricidade é usada para aquecer o propelente em uma câmara. A expansão do gás neutro ou ionizado quente através de um bocal adequado permite converter a energia térmica em energia cinética, que confere impulso à espaçonave.

- **Propulsão eletrostática:**

A energia elétrica é usada pela primeira vez para ionizar o propelente. Os íons são posteriormente acelerados por meio de eletrodos pela aplicação direta de um campo elétrico.

- **Propulsão eletromagnética:**

O propelente é ionizado e acelerado sob a ação combinada de forças elétricas e magnéticas.

Tipo de propulsor	I_{sp} [s]	Empuxo [N]	Potência [kW]	Tempo de propulsão	Combustível
<i>Químico</i>					
Gás frio	50	0.1-100	0.05	~mn	N_2 , amônia
Líquido	200	1-500	10^2	~h	hidrazina
Líquido	300-400	10^6	10^7	~mn	$LO_2 + H_2$, querosene
Sólido	250	10^7	10^8	100 s	em pó (Al, Mg, Zn, S)
<i>Eletrotérmico</i>					
Resistojato	100-300	0.2	0.1-1	~h	N_2 , hidrazinaeXe
Arcojato	500	0.1	1	1000 h	hidrazina, amônia
<i>Eletrostático</i>					
Motor iônico com grades	3000	10^{-3} -0.1	0.1-5	30000 h	Xe
<i>Eletromagnético</i>					
Propulsor Hall	1500	10^{-2} -1	0.2-20	10000 h	Xe
Propulsor MPD ¹	1000-10000	0.5-50	100 - 10^3	1000 h	Ar, H_2 , Li
PPT ablativo ²	500-1500	10^{-5} - 10^{-2}	0.01	1000 h	PTFE

Tabela 4 – Dados de desempenho típicos e propulsores padrão para vários tipos de propulsores químicos e elétricos.

Fonte:[Mazouffre, 2016]

A Tabela 4 fornece algumas características de propulsores elétricos padrão para naves espaciais. Abrange as três categorias de sistemas EP. Para comparação, as propriedades dos três tipos de motores químicos também são fornecidas na Tabela 4. Como explicado anteriormente, os propulsores químicos podem gerar um tremendo nível de empuxo, que é necessário para os lançadores, embora durante um curto período de tempo devido ao I_{sp} limitado. Em um foguete químico o impulso específico se origina da conversão de energia térmica em energia cinética durante a expansão do gás através de um bocal ([Sutton and Biblarz, 2010],[Turner, 2009]). A abordagem simplificada de uma expansão isentrópica livre mostra que a velocidade de exaustão está relacionada à velocidade do som c_s na câmara

$$v_e \leq c_s \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{K_B T}{m}}, \quad (4.12)$$

onde γ é a razão de calor específico do gás, k_B a constante de Boltzmann, T a temperatura a montante da garganta do bocal e m a massa atômica do propelente. O I_{sp} , portanto, depende tanto das propriedades termodinâmicas do propelente quanto da temperatura. A EP oferece duas estratégias para contornar as limitações ilustradas pela Equação 4.12. O propelente pode ser aquecido a temperaturas muito altas: abordagem eletrotérmica. A produção de energia cinética não se baseia em um processo térmico: abordagens eletrostáticas/eletromagnéticas.

¹ São considerados os propulsores MPD de campo próprio e de campo aplicado.

² O nível de empuxo depende da taxa de repetição; o bit de impulso é tipicamente 500 μ Ns.

5 Smart-1

5.1 Introdução

A missão SMART-1 é a primeira das Pequenas Missões para Pesquisa Avançada em Tecnologia (SMART) da Agência Espacial Europeia (ESA) [ESA, 2023] e é dedicada a testar novas tecnologias, em preparação para futuras missões fundamentais ambiciosas. O SMART-1 foi lançado em 27 de setembro de 2003, como passageiro auxiliar no Ariane 5. A tecnologia primária que buscou ser demonstrada é a propulsão primária elétrica solar. O Subsistema de Propulsão Elétrica (EPS) tem a tarefa de empurrar o SMART-1 de sua órbita de transferência geoestacionária (GTO) para uma órbita polar ao redor da Lua.

A Propulsão Elétrica Solar (SEP) há muito é promissora para inúmeras aplicações espaciais e, nos últimos anos, amadureceu em hardware comprovado em voo nos setores comercial e de exploração. Em comparação com a propulsão química convencional, as naves espaciais SEP são caracterizadas por altos impulsos específicos, baixos níveis de empuxo e longos tempos de queima. Os grandes ganhos de impulso específico permitem efetivamente que frações de propelente relativamente pequenas forneçam impulsos muito grandes, não possíveis com sistemas químicos (por exemplo, no SMART-1, 82 kg de propelente em uma espaçonave de 370 kg permitiram que um Δv total de cerca de 3,7 km/s fosse entregue). SMART-1 é a primeira missão europeia projetada para usar o SEP como seu principal sistema de propulsão. É também a primeira missão a realizar o levantamento de órbita em grande escala ao redor da Terra (o Artemis da ESA demonstrou o aumento parcial da órbita do SEP para o GEO, em uma recuperação da missão EP do baixo desempenho do lançador).

5.2 A espaçonave Smart-1

Segue uma breve visão geral da espaçonave SMART-1. Para uma descrição detalhada, ver [Racca et al. \[2002\]](#). SMART-1 é uma espaçonave estabilizada de 3 eixos que consiste em uma caixa cúbica central, de dimensões aproximadas de 1 m, e duas asas Solar Array (SA). A espaçonave completa pesa 370 kg no lançamento. A estrutura central é projetada em torno de um tanque de combustível Xenônio, de capacidade 49 l, contendo 82,5 kg de Xenônio no lançamento. O sistema de energia é dimensionado para fornecer 1850 W *Beginning of Life* (BOL). Divididos em duas alas, de três painéis cada, os SAs se estendem por 14 metros de ponta a ponta. Os SAs foram projetados para serem capazes de girar. Na fase de elevação da órbita, isso permite que o vetor de empuxo e os SAs sejam apontados de maneira ideal ao mesmo tempo. A energia é roteada por um barramento

totalmente regulado, controlado em três domínios. As baterias de íon de lítio fornecem energia através das fases de eclipse da missão, que são dimensionadas para suportar uma duração máxima de eclipse de 2,1 horas (sem empuxo). A propulsão primária é realizada pelo PPS®-1350-G Hall Effect Thruster, que pode ser acionado pelo EPMEC (*Electric Propulsion Mechanism*), para apontar através da mudança do centro de massa da espaçonave. O controle de atitude é realizado pelas Rodas de Reação. As informações de atitude são obtidas através de uma combinação de sensores solares, giroscópios e rastreadores de estrelas.

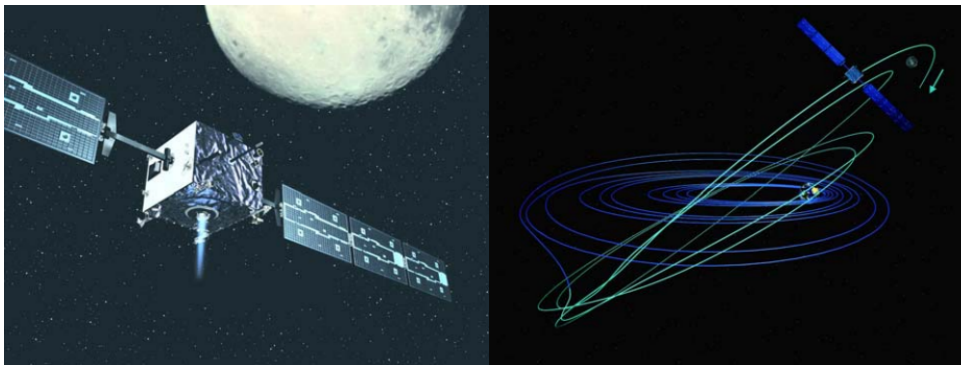


Figura 16 – Impressão de um artista do SMART-1 ao redor da Lua (esquerda) e um esquema da transferência (direita).

Fonte:[[Milligan et al., 2006](#)]

O layout básico do SMART-1 pode ser visto na impressão do Artista da Figura 16 (esquerda). As SAs são vistas à esquerda e à direita. Pode ser visto a antena de baixo ganho (LGA) e vários instrumentos. O SMART-1 contém sete instrumentos no total, usados para uma combinação de ciência lunar e de plasma. O principal contratante do SMART-1 é a Swedish Space Corporation (SSC).

5.3 Sistema de propulsão do Smart-1

O SMART-1 EPS usa o propulsor PPS®-1350-G Hall Effect, desenvolvido pela Snecma, principalmente para manutenção da estação norte-sul de satélites geoestacionários. Para SMART-1, o projeto é semelhante à implementação do Stentor, com algumas mudanças para limitar a potência de pico e ser capaz de operar em uma faixa de níveis de potência [[Koppel et al., 2000](#)]. [[Koppel and Estublier, 2003](#)] descrevem detalhadamente a implementação do modelo de voo para o SMART-1. Um resumo do propulsor é dado abaixo.

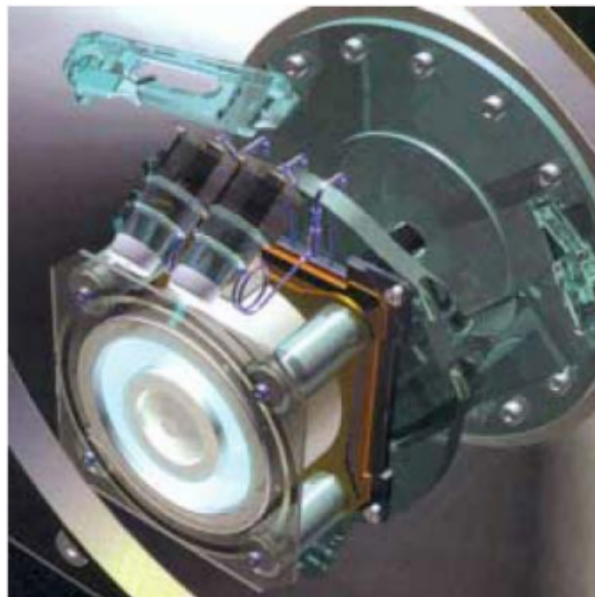


Figura 17 – Impressão artística do propulsor SMART-1 PPS® -1350 Hall Effect.

Fonte:[[Milligan et al., 2006](#)]

O EPS consiste em três seções principais [[sma, 2006](#)]:

- Sistema de Xenônio;
- Sistema de energia elétrica e propulsor;
- Interface digital e sistema de comunicação;

O xenônio é armazenado no tanque principal de xenônio, 82,5 *kg* no lançamento, sob alta pressão (até 150 *bar*).

5.4 Plano de missão

Como o SMART-1 foi projetado para ser um passageiro auxiliar no Ariane 5, a data exata do lançamento não foi conhecida até o final da fase de preparação. Por esta razão, a trajetória da missão precisava ser flexível e capaz de lidar com todas as variações sazonais. O plano de missão é separado em várias seções (7 e 8 sendo adicionadas posteriormente).

- LEOP;
- Fuga dos Cinturões de Van Allen;
- Cruzeiro de Fuga Terrestre;
- Ressonância e Captura da Lua;

- **Descida lunar;**
- **Ciência Lunar;**
- **Reforço da Extensão da Missão;**
- **Ciência da Extensão da Missão;**

O LEOP começa na separação do veículo de lançamento e é dedicado ao comissionamento de todas as unidades de plataforma críticas necessárias antes que a elevação da órbita da Propulsão Elétrica (EP) possa começar. Isso foi alcançado em três dias, com duas equipes trabalhando em turnos de doze horas 24 horas por dia. O comissionamento da plataforma foi executado rapidamente para permitir que a fase de elevação da órbita EP começasse o mais rápido possível, limitando assim a exposição à radiação.

A estratégia de empuxo aplicada é descrita em detalhes por [Schoenmaekers \[2004\]](#), com um breve resumo dado aqui. A fase de Fuga dos Cinturões de Van Allen usou uma estratégia de empuxo contínuo, inicialmente empurrando ao longo do vetor de velocidade, depois empurrando perpendicularmente ao vetor de posição. Essa estratégia foi escolhida para aumentar rapidamente o raio do perigeu acima de uma meta de 20.000 km. Após a conclusão da fase de Fuga dos Cinturões de Van Allen, inicia-se a fase de Cruzeiro de Fuga Terrestre, onde o empuxo é realizado apenas em torno do perigeu, e a direção do empuxo é escolhida perpendicularmente ao vetor de posição. À medida que o SMART-1 se aproxima da Lua, a gravidade lunar é usada para auxiliar a trajetória em uma série de ressonâncias, culminando na manobra de captura crítica. O propulsor é então usado para abaixar a órbita, ponto em que a Ciência Lunar começa. A órbita lunar inicial era uma órbita polar elíptica de aproximadamente 300km de perigeu e 3000km de apogeu. A Figura 16 (direita) mostra um esquema da transferência. Depois de atingir a órbita lunar, a espaçonave estava à deriva enquanto realizava operações científicas lunares. Uma extensão da missão foi então planejada e executada. Um esquema da trajetória da Smart-1 pode ser vista na Figura 18.

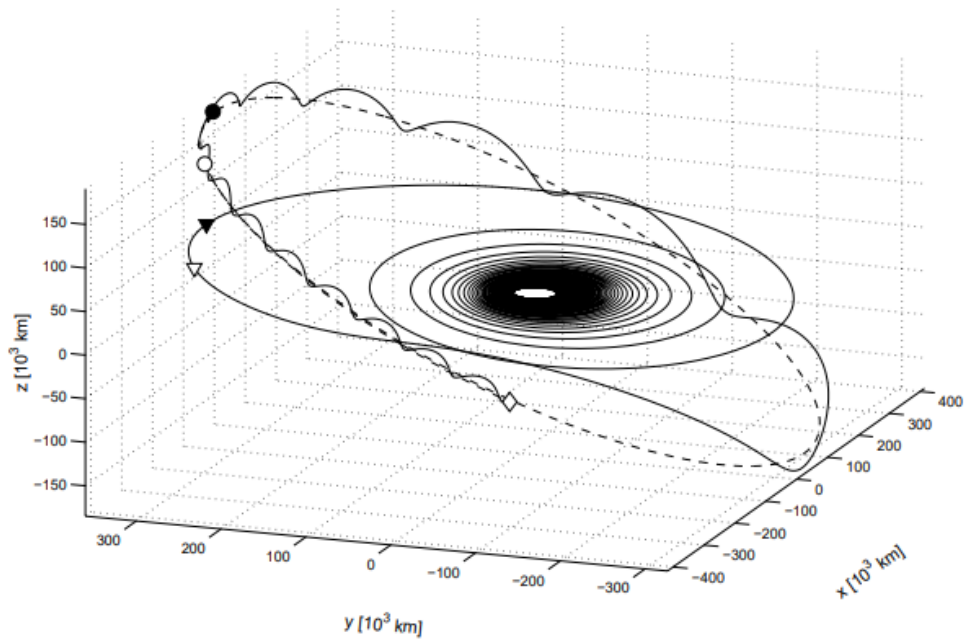


Figura 18 – Esquema 3D da trajetória de baixo empuxo da missão Smart-1.

Fonte:[[Betts and Erb, 2003](#)]

6 Simulações

6.1 Systems Tool Kit (STK)

Para simular as manobras apresentadas no trabalho, o software da plataforma AGI (Analytical Graphics Inc.), Systems Tool Kit, foi utilizado. O STK fornece um ambiente de simulação baseado em física para a análise e visualização de sistemas complexos no contexto de missões aeroespaciais, de defesa e telecomunicações.

Para simular diferentes tipos de missões, o STK conta com propagadores de órbitas para satélites. Propagar consiste na determinação da trajetória de um corpo com o passar do tempo. De acordo com as Leis de Newton, a trajetória de um corpo depende do seu estado inicial (posição e orientação em um tempo definido) e as forças atuando sobre ele, com o passar do tempo. Dessa maneira, propagadores de alta fidelidade buscam incluir todos os modelos de força importantes que estão agindo sobre corpo em estudo. Os propagadores de baixa fidelidade aproximam os efeitos de algumas forças enquanto desconsideram completamente outras. O STK possui três classes de propagadores de órbita disponíveis: [Kit, 2016]

6.1.1 Propagadores Analíticos (Baixa Fidelidade)

Geram resultados rápidos e as trajetórias do corpo obtidas são aproximadas. São a melhor opção quando busca-se modelar uma órbita sem ter que modelar manobras de manutenção para a mesma. Os propagadores analíticos disponíveis pelo software STK são:

- TwoBody (propagador de movimento Kepleriano)
- J2 Perturbation (propagador da perturbação J2 de primeira ordem)
- J4 Perturbation (propagador da perturbação J4 de segunda ordem)
- SGP4 for LEO satellites (propagador simplificado de perturbações gerais)
- 11 Parameter (propagador de modelos geoestacionários usando os arquivos 11-Parameter)
- GPS (propagador do modelo de movimento de uma nave espacial GPS)

6.1.2 Propagadores Semianalíticos (Fidelidade Intermediária)

Possuem mais precisão do que os propagadores analíticos por incorporarem algumas técnicas numéricas ao invés de fazerem tantas aproximações e geram resultados mais rápidos do que os propagadores de integrações numéricas completas.

- LOP (preditor de órbita de longo prazo)
- SGP4 for non-LEO satellites (propagador simplificado de perturbações gerais)

6.1.3 Propagadores de Integração Numérica (Alta Fidelidade)

São muito mais precisos comparados aos anteriores, com o correto step size. Tempo de geração de resultados é sacrificado em prol da precisão, neste tipo de propagador. O modelo de órbitas é entregue pela utilização de algoritmos completos, efemérides corretas e é tipicamente a melhor solução para modelar problemas reais.

- Astrogator (propagador de trajetórias, planejamento de manobras e inclui capacidade de targeting)
- HPOP (propagador de órbita de alta precisão)

Tendo em vista que este trabalho possui como objetivo a simulação de missões reais que necessitam de alta precisão, efemérides corretas, planejamento de diversas manobras, o desenho de trajetórias e algoritmos que sejam capaz de utilizar a função de targeting, optou-se por trabalhar com o propagador Astrogator que é extensivamente utilizado na literatura para a análise de trajetórias como a transferência de Hohmann e também para trajetórias de natureza tridimensional complexa como a transferência de baixo empuxo e alto impulso específico para a Lua.

6.2 Astrogator

O propagador Astrogator foi desenvolvido comercialmente pela Analytical Graphics, Inc. em cooperação com a divisão de análise dinâmica da NASA Goddard Space Flight Center. [Belbruno, 2000]

A sua arquitetura modular fornece uma estrutura de abordagem para a maioria de trajetórias de missões espaciais e, dessa maneira, calcula as efemérides de satélites ao se executar uma sequência de controle de missão, ou MCS, que é definida de acordo com os requisitos da missão. [Kit, 2016]

6.2.1 Initial State

O modelo de Initial State do Astrogator para o tipo de análises que serão feitas é simples. Este modelo é configurado a partir de uma órbita inicial, onde é entrado com os parâmetros orbitais iniciais, assim como especificações da espaçonave e do tanque de combustível, e também a Época de início da propagação. Assume-se que o estado de fim de queima permanecerá o mesmo em relação ao sistema fixo Terra-Corpo para uma grande variedade de horários e dias de lançamento, dessa maneira, Astrogator adiciona o tempo de voo à época de partida do estado inicial, rotaciona o estado fixo do corpo para um sistema de coordenada inercial e o utiliza como o vetor de estado inicial para a órbita. Dessa forma, a trajetória pode ser obtida de maneira prógrada. [Belbruno, 2000]

6.2.2 Propagador de Órbita

Todos os algoritmos de propagadores de órbita consistem em integradores numéricos de passo variável de Runge-Kutta. O usuário tem a capacidade de configurar o corpo central de integração, o modelo de harmônicos esféricos, o modelo atmosférico, efeitos perturbativos do problema de três corpos e pressão de radiação solar. [Belbruno, 2000]

6.2.3 Targeting

O Astrogator conta com um algoritmo de targeting que é o corretor diferencial. O algoritmo calcula numericamente uma matriz de sensibilidade que é utilizada para estimar as correções necessárias nas variáveis de controle com base na diferença dos valores desejados. É possível variar a perturbação utilizada para calcular numericamente as derivadas parciais e outros parâmetros que acelerem a velocidade de convergência. Esta ferramenta é extremamente útil para diversos tipos de missão. [Belbruno, 2000]

6.3 Simulação da Transferência com Propulsão Elétrica

Para a realização da simulação da transferência com propulsão elétrica, foi utilizado como base, estudos publicados a respeito da missão Smart-1 e os reports da missão, e estudos de missões teóricas publicadas posteriormente a ela. A trajetória realizada consiste na abertura de órbita com manobras finitas ao longo do vetor velocidade, e após isso, ressonâncias são feitas próximas a Lua, resultando na captura lunar, e após isso é feita a descida de órbita lunar.

6.3.1 Configuração do Propulsor Elétrico

O STK oferece a opção "**Engine Model**", onde é permitido modelar o empuxo e o impulso específico de um motor de foguete. Com essa função, é configurado os parâmetros

do propulsor PPS®-1350-G Hall Effect, utilizado no Smart-1.

Para configurar o motor, clica-se em "**Utilities**", seleciona-se "**Component Browser**", na pasta "**Engine Models**" duplica-se o modelo "**Constant Thrust and Isp**", então ao abrir o modelo criado, é permitido alterar os valores. A figura 19 define os valores utilizado para o propulsor da presente missão:

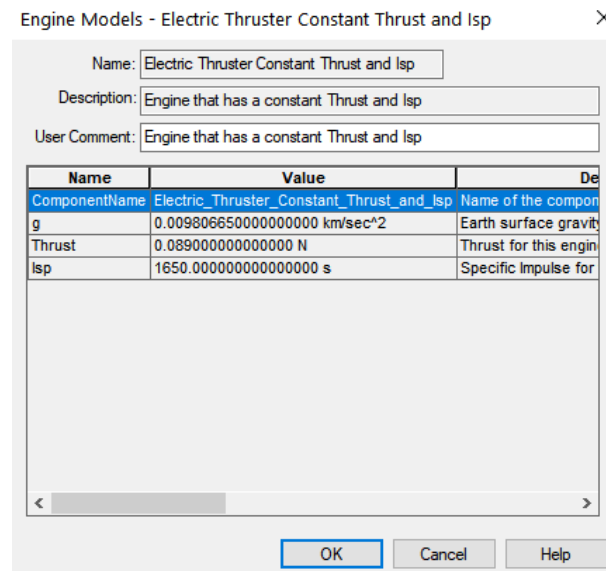


Figura 19 – Parametros do propulsor eletrico

6.3.2 Initial State

A trajetória é propagada a partir de uma Órbita de Transferência Geoestacionária (GTO), e os parâmetros orbitais iniciais são os da missão Smart-1, os quais foram utilizados como um "guess" inicial, tendo a época de lançamento ajustada posteriormente através de um corretor diferencial.

Na figura 20, é mostrado os elementos orbitais iniciais da trajetória:

Elements | Spacecraft Parameters | Fuel Tank | User Variables

Coord.System: Earth Inertial

Coordinate Type: Keplerian

Orbit Epoch: 27 Sep 2003 23:14:00.000 UTCG

Element Type: Osculating

Periapsis Radius: 7029 km

Apoapsis Radius: 42384 km

Inclination: 7 deg

Right Asc. of Asc. Node: 169 deg

Argument of Periapsis: 178 deg

True Anomaly: 1.21072e-14 deg

Initial State Tool...

Figura 20 – Elementos orbitais iniciais para a trajetória com propulsão elétrica

Os parâmetros da espaçonave são especificados na figura 21:

Elements | Spacecraft Parameters | Fuel Tank | User Variables

Dry Mass: 370 kg

Drag

Coefficient (Cd): 2.2

Area: 1 m²

Solar Radiation Pressure (Spherical)

Coefficient (Cr): 1

Area: 1 m²

Radiation Pressure (Albedo/Thermal)

Coefficient (Ck): 1

Area: 1 m²

GPS Solar Radiation Pressure

K1: 1

K2: 1

Figura 21 – Parâmetros da espaçonave para a trajetória com propulsão elétrica

Já a figura 22 define os parâmetros do tanque de combustível:

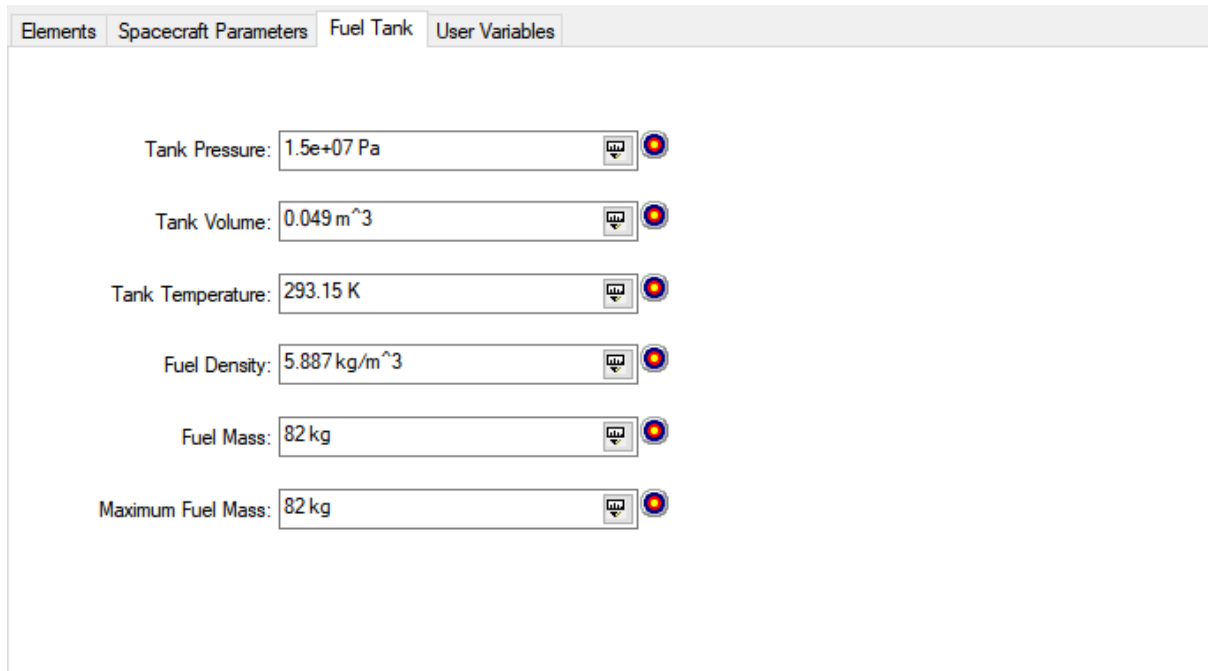


Figura 22 – Parâmetros do tanque de combustível para a trajetória com propulsão elétrica

6.3.3 Abertura de Órbita Com o Propagador Earth HPOP Default v10

Para a propagação inicial, é utilizado o propagador "**Earth HPOP Default v10**" para elevar o perigeu da órbita até 20700 Km.

Neste momento, a sequência de controle a ser utilizada é mostrada na figura 23:

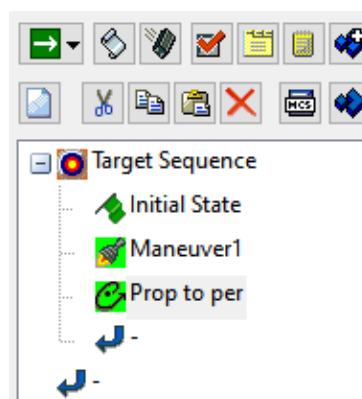
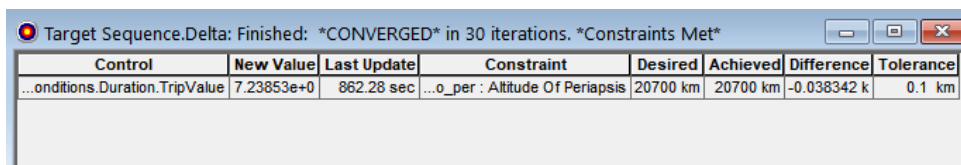


Figura 23 – Sequência de controle para abertura de órbita inicial para a trajetória com propulsão elétrica

Para a configuração do segmento "**Maneuver1**", é alterado "**Maneuver Type**" para "**Finite**", em "**Attitude Control**" é escolhido "**Along Velocity Vector**". Na aba "**Engine**", "**Engine Model**" é adicionado o propulsor elétrico configurado anteriormente. Em "**Propagator**" é utilizado o propagador "**Earth HPOP Default v10**", e "**Duration**" é selecionado como variável de controle.

No segmento de propagação "**Prop to per**", é utilizado o propagador "**Earth HPOP Default v10**", e é adicionado uma condição de parada "**Periapsis**", e a condição de parada "**Duration**" pode ser apagada. Com o segmento "**Prop to per**" selecionado, clica-se em "**Results**", e em "**Kleperian Elements**" adiciona-se "**Altitude of Periapsis**".

Em "**Target Sequence**", o propagador diferencial pode ser utilizado acessando "**Properties**". Seleciona-se "**FiniteMnvr.StoppingCondition.Duration.TripValue**" como parâmetro de controle e altera-se "**Max Step**" para 3 dias. Em "**Equality Constraints**" é selecionado "**AltitudeofPeriapsis**", e o valor desejado é de 20700 km. De volta em "**Target Sequence**", altera-se "**Action**" para "**Run Active Profiles**", e é clicado no botão "**Run the entire MCS**". A solução convergiu depois de 30 interações, como é mostrado na figura 24:



Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
...onditions.Duration.TripValue	7.23853e+0	862.28 sec	...o_per : Altitude Of Periapsis	20700 km	20700 km	-0.038342 k	0.1 km

Figura 24 – Convergência para a Abertura de Órbita Com o Propagador Earth HPOP Default v10

O resultado da propagação pode ser visto na figura 25:

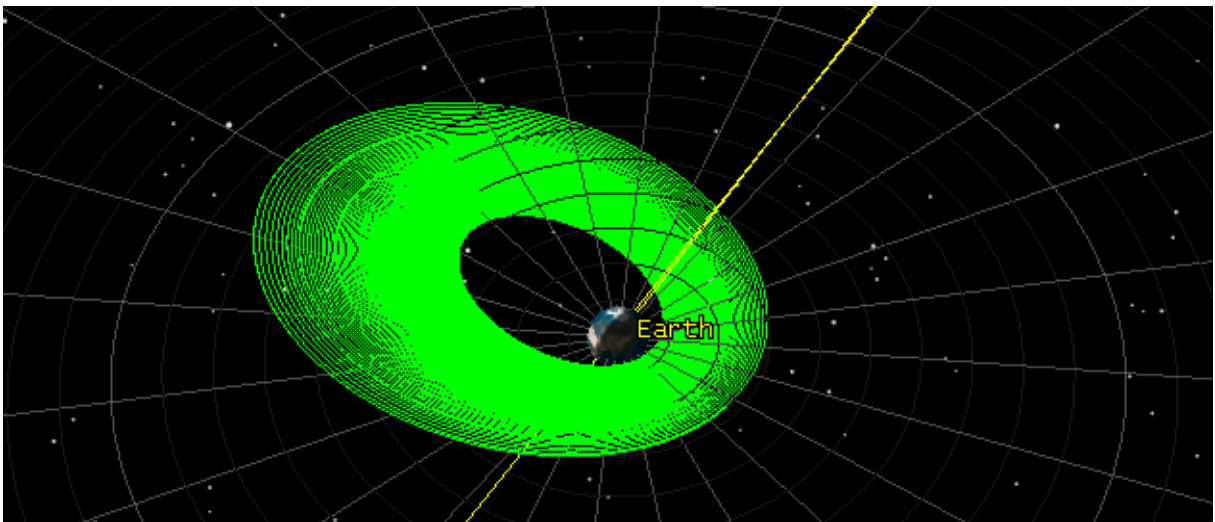


Figura 25 – Gráfico 3D para a Abertura de Órbita Com o Propagador Earth HPOP Default v10

6.3.4 Abertura de Órbita Com Propagador Cislunar

A partir do perigeu de 2700 km, com um apogeu acima de 60000 km, é escolhido o propagador "**Cislunar**" para elevar o apogeu da órbita até 300000 km.

Para propagar com o presente propagador, é adicionado mais um segmento de propagação o qual é denominado "**Prop to ap**". E a sequência de missão fica como mostrado na figura 26:

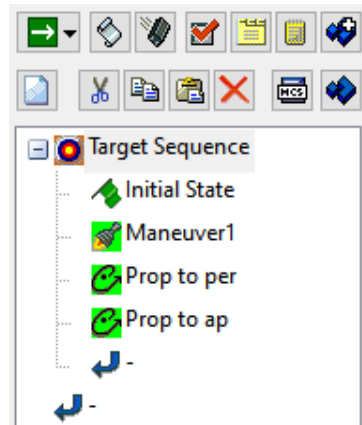


Figura 26 – Sequencia de Controle para a Abertura de orbita Com o Propagador Cislunar

No segmento, o propagador é alterado para "**Cislunar**", é adicionado uma condição de parada "**Apoapsis**", e a condição de parada "**Duration**" pode ser apagada. Em "**Results**" no segmento "**Kleperian Elements**" adiciona-se "**Altitude of Apoapsis**".

No segmento "**Target Sequence**", "**Properties**", seleciona-se "**FiniteMnvr.StoppingCondition**", parâmetro de controle, e em "**Equality Constraints**" é selecionado "**Altitude of Apoapsis**", e o valor desejado é de 300000 km. Então é clicado no botão "**Run the entire MCS**". A solução convergiu depois de 31 iterações, como é mostrado na figura 27:

Target Sequence.Delta: Finished: *CONVERGED* in 31 iterations. *Constraints Met*							
Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
...onditions.Duration.TripValue	1.38581e+0	10.049 sec	...o_ap : Altitude Of Apoapsis	300000 k	300000 km	-0.0026719	0.1 km

Figura 27 – Convergência para a Abertura de Órbita Com o Propagador Cislunar

O resultado da propagação pode ser visto na figura 28:

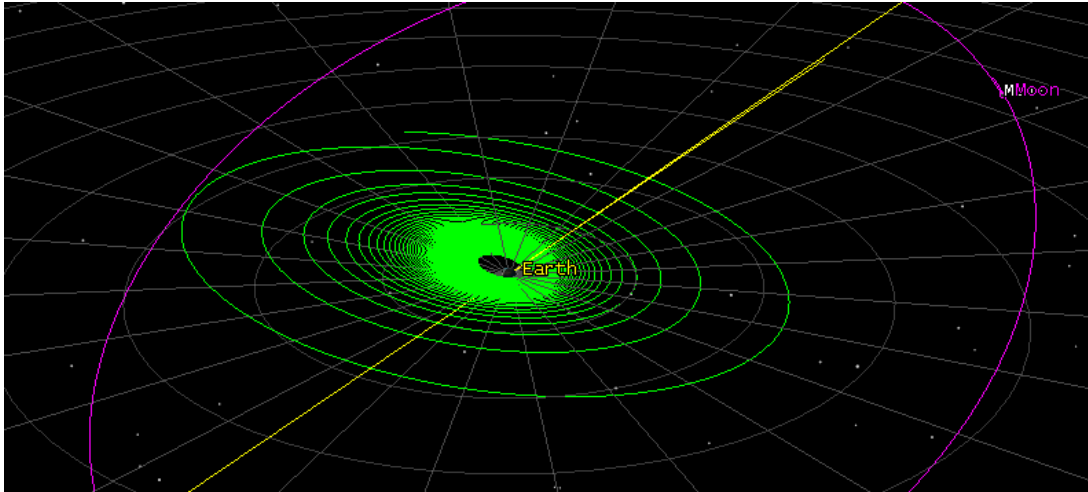


Figura 28 – Gráfico 3D para a Abertura de Órbita Com o Propagador Cislunar

6.3.5 Ressonâncias Lunares e Aproximação

Após 300000 km, a altitude já é próxima o suficiente para se buscar as ressonâncias lunares, e a aproximação da mesma. Para isso é adicionado mais um segmento de propagação a Sequência de Controle de Missão, o qual é denominado "**Approximation**", como visto na figura 29 :

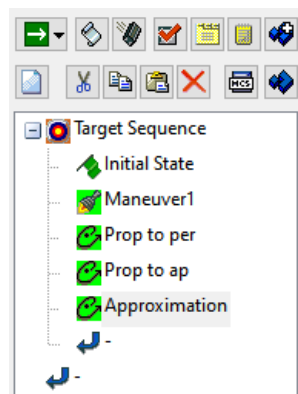


Figura 29 – Sequência de Controle para a Aproximação

O propagador aqui utilizado é o "**Cislunar**", em "**Advanced**" é desmarcado a opção "**Maximum Propagation Time**", e é adicionado uma condição de parada "**Duration**" e é marcado "**Trip**" como variável de controle. É adicionada "**Altitude**" como condição de parada com o valor de "**Trip**" de 0 km, e modificar o corpo central para a Lua. É adicionado uma condição de parada "**Periapsis**", e é modificado o corpo central para a Lua.

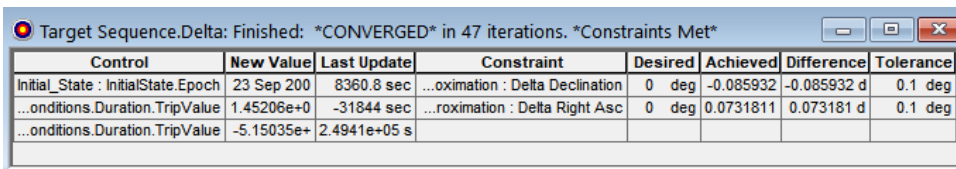
6.3.5.1 Delta Right Asc e Delta Declination

Em "**Results**", "**Multi Body**", é adicionado "**Delta Right Asc**" e "**Delta Declination**", e verificar se a Lua está como corpo central.

Em "Initial State", é marcado "Epoch" como variável de controle. Em "Target Sequence", "Properties", é selecionado "FiniteMnvr . StoppingCondition . Duration . TripValue" como parâmetro de controle, "StoppingCondition . Duration . TripValue" e também "InitialState.Epoch", todos eles com "Perturbation" com o valor de 1 min, e "MaxStep" de 3 dias.

É selecionado "Delta Right Asc" e "Delta Declination" em "Equality Constraints", ambos com o valor de 0 deg.

Então é clicado no botão "Run the entire MCS". A solução convergiu depois de 31 interações, como é mostrado na figura 30:



Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
Initial_State : InitialState.Epoch	23 Sep 200	8360.8 sec	...roximation : Delta Declination	0 deg	-0.085932	-0.085932 d	0.1 deg
...onditions.Duration.TripValue	1.45206e+0	-31844 sec	...roximation : Delta Right Asc	0 deg	0.0731811	0.073181 d	0.1 deg
...onditions.Duration.TripValue	-5.15035e+	2.4941e+05 s					

Figura 30 – Convergência do corretor diferencial para Delta Right Asc e Delta Declination

Após isso, é possível visualizar a aproximação do plano lunar, como é visto nas figuras 31 e 32:

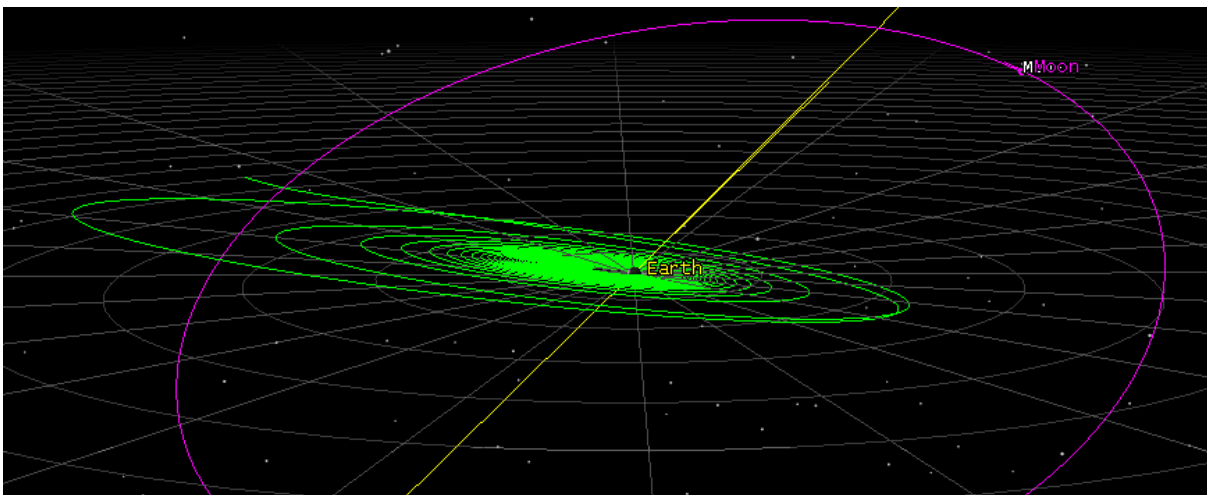


Figura 31 – Gráfico 3D da aproximação do plano lunar, pelo Inercial Terrestre

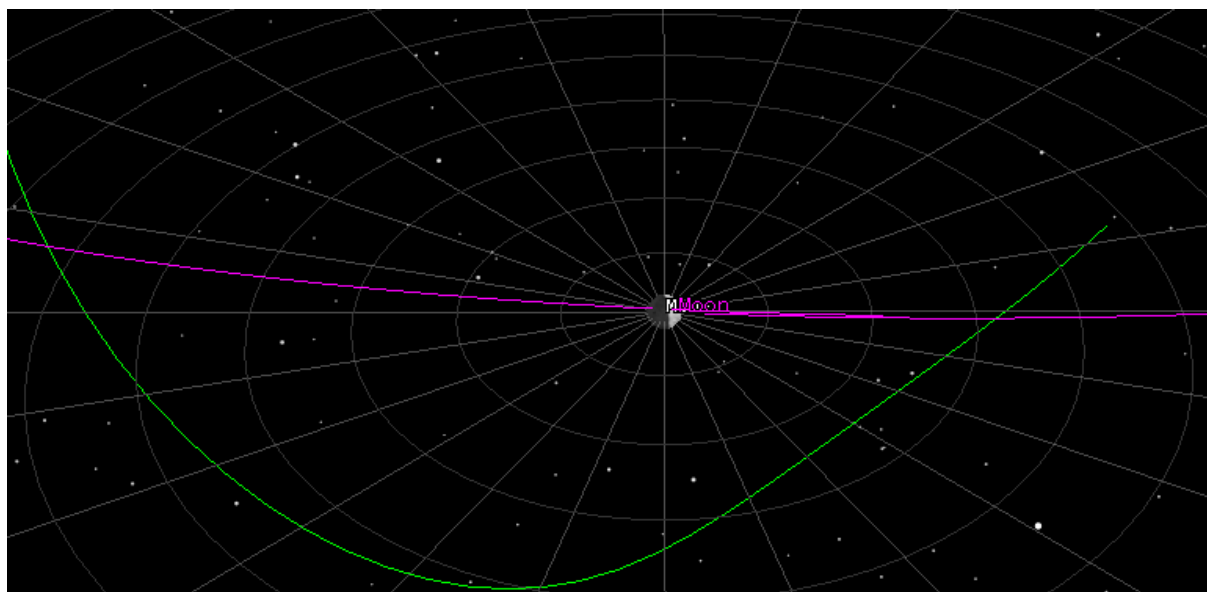


Figura 32 – Gráfico 3D da aproximação do plano lunar, pelo Inercial Lunar

6.3.5.2 BdotR e BdotT

Para melhorar a precisão da aproximação, é utilizado o targeting do plano B que permite que a sonda tenha uma trajetória específica ao passar por um determinado corpo a uma determinada distância.

Um esquemático do plano B é mostrado na figura 33:

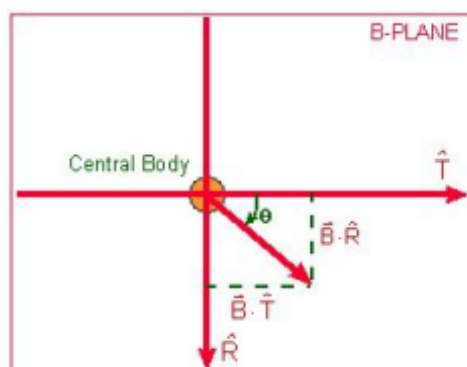


Figura 33 – Plano B de um corpo central

Este targeting propiciará a chegada do satélite a uma inclinação de 90° na Lua. Para isso, em "Results", "Multi Body", é adicionado "BdotR" e "BdotT", e é verificado se a Lua está como corpo central.

Em "Target Sequence", é desmarcado "Delta Right Asc" e "Delta Declination", e então é selecionado "BdotR" e adicionado o valor desejado de 7000 km e "BdotT" com o valor desejado de 0 Km. Ao clicar em "Run Entire Sequence" a solução convergiu em 81 interações, como pode ser visto na figura 34:

Target Sequence.Delta: Finished: *CONVERGED* in 81 iterations. *Constraints Met*							
Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
Initial_State : InitialState.Epoch	26 Sep 2003 16:14:35.235 UTCG	-0.44402 sec	Approximation : BDotR	7000 km	7000.01 k	0.010037 k	0.1 km
...onditions.Duration.TripValue	1.41712e+07 sec	3.4398 sec	Approximation : BDotT	0 km	0.0099088	0.0099088	0.1 km
...onditions.Duration.TripValue	-5.16493e+06 sec	0 sec					

Figura 34 – Convergência do Targeting Plano B

A aproximação pode ser vista pelo referencial terrestre e Lunar respectivamente pelas figuras 35 e 36:

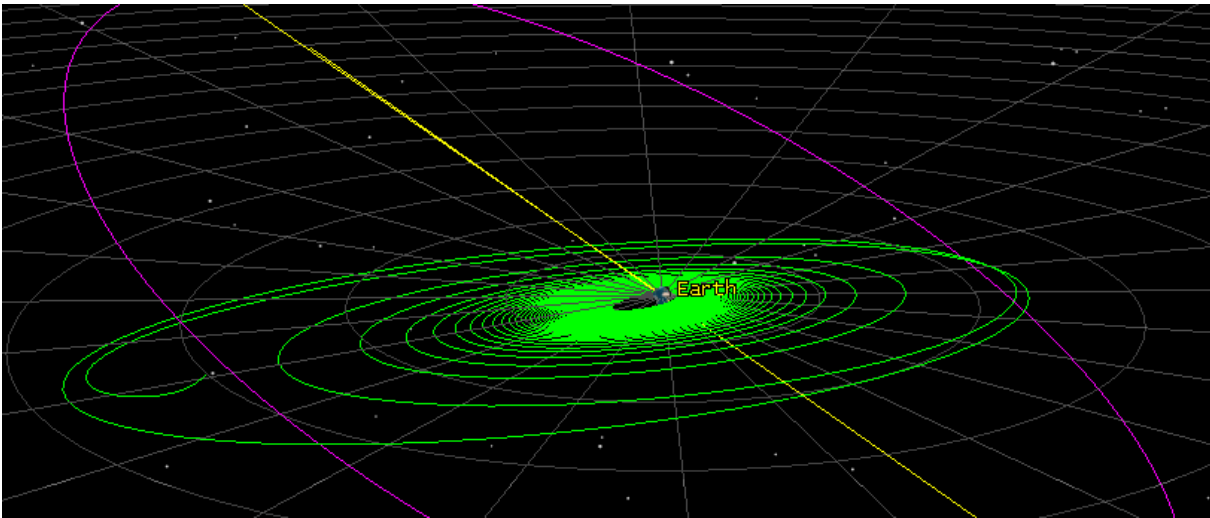


Figura 35 – Aproximação a uma inclinação de 90° com o targeting Plano B pelo referencial terrestre

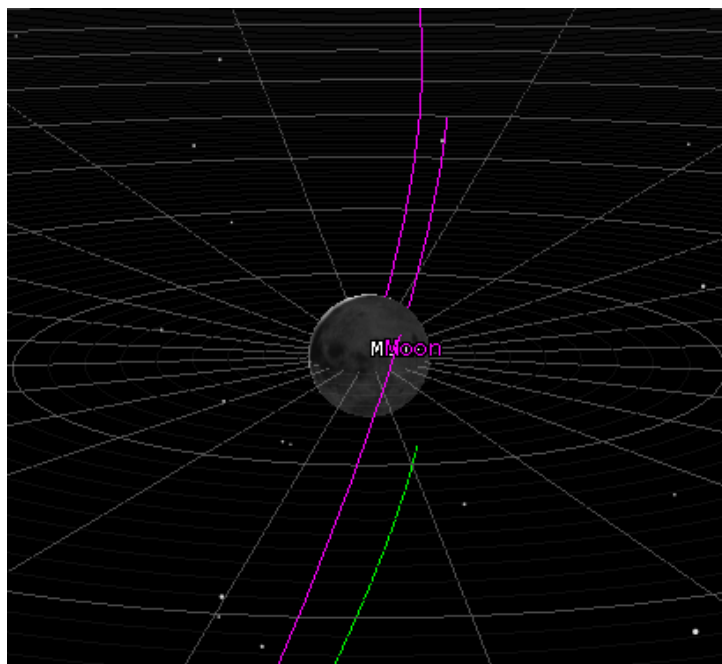


Figura 36 – Aproximação a uma inclinação de 90° com o targeting Plano B pelo referencial lunar

Após isso, é feita interações com incremento de 1000 km por vez em "**BdotR**", para alcançar uma altitude para a realização dos retrodisparos com mais eficiência.

Isto foi realizado até se chegar a um valor de "**BdotR**" de 14000 km.

6.3.6 Captura Lunar e Descida de Órbita Lunar

Para a captura lunar, é utilizado o propagador "**Moon HPOP Default v10**", e para a manobra, é aberta outra sequência, e nomeada de "**Lunar Capture**", e adicionada mais um segmento de manobra, e outro de propagação. A sequência de controle fica como mostrado na figura 38:

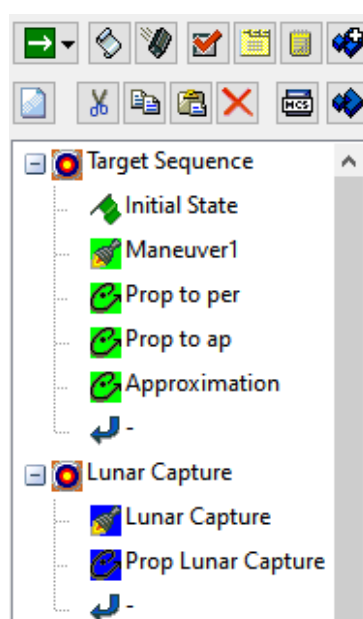


Figura 37 – Sequência de controle para a captura lunar

No segmento de manobra "**Lunar Capture**" é selecionado "**Manobra finita**", e em "**Atitude Control**" é selecionado "**AntiVelocity Vector**", em "**Engine**" é selecionado o propulsor elétrico configurado no início da simulação, e em "**Propagator**" é selecionado o propagador "**Moon HPOP Default v10**" e adicionado uma condição de parada "**Duration**" com "**Trip**" selecionado como variável de controle. Em "**Advanced**" é desmarcado a opção "**Maximum Propagation Time**".

No segmento de propagação "**Prop Lunar Capture**" é adicionado uma condição de parada "**Apoapsis**" com a Lua como corpo central, e em "**Results**", "**Kleperian Elements**", é adicionado o item "**Excentricity**".

No segmento de target "**Lunar Capture**", é selecionado o parâmetro "**FiniteMnvr . StoppingCondition . Duration . TripValue**" como parâmetro de controle, e com "**MaxStep**" de 3 dias, e "**Excentricity**" com o valor de 0.8181. Com isso são realizados retrodisparos até a solução convergir a uma órbita lunar de 0.8181 de excentricidade.

Após a órbita ser convergida em torno da lua, é desejado uma descida de altitude, através de mais retrodisparos, o que é feito com outra sequência de controle, conforme a figura 38:

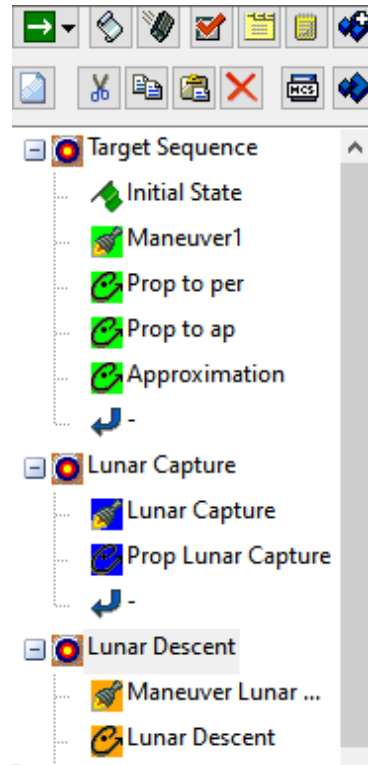


Figura 38 – Sequência de Controle de Missão para Descida Lunar

No target sequence "**Lunar Descent**", é adicionado um segmento de manobra denominado "**Maneuver Lunar Descent**", no qual é selecionado "**Manobra finita**", e em "**Atitude Control**" é selecionado "**AntiVelocity Vector**", em "**Engine**" é selecionado o propulsor elétrico configurado no início da simulação, e em "**Propagator**" é selecionado o propagador "**Moon HPOP Default v10**" e adicionado uma condição de parada "**Duration**" com "**Trip**" selecionado como variável de controle. Em "**Advanced**" é desmarcado a opção "**Maximum Propagation Time**".

No segmento de propagação "**Lunar Descent**" é utilizado o propagador "**Moon HPOP Default v10**", e é adicionado uma condição de parada "**Periapsis**" com a Lua como corpo central, e em "**Results**", "**Kleperian Elements**" é adicionado o item "**Altitude of Periapsis**", e modificar o corpo central para a Lua.

No segmento de targe "**Lunar Capture**", "**Properties**", é selecionado o parâmetro "**FiniteMnvr.StoppingCondition.Duration.TripValue**" como parâmetro de controle, e com "**MaxStep**" de 3 dias, e "**Altitude of Periapsis**" com o valor de 300 km. Com isso são realizados retrodisparos até a solução convergir a uma órbita lunar de perigeu de valor de 300 km. A solução convergiu com 0 interações, conforme a figura 39:

Lunar Descent.Differential Corrector: Finished: *CONVERGED* in 0 iterations. *Constraints Met*

Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
...onditions.Duration.TripValue	289787 sec	0 sec	...Descent : Altitude Of Periapsis	300 km	300.026 k	0.026146 k	1 km
...onditions.Duration.TripValue	1.26319e+06 sec	0 sec					

Figura 39 – Convergência da Descida Lunar

O resultado pode ser visualizado através dos gráficos 3D nas figuras 40, 41 e 42:

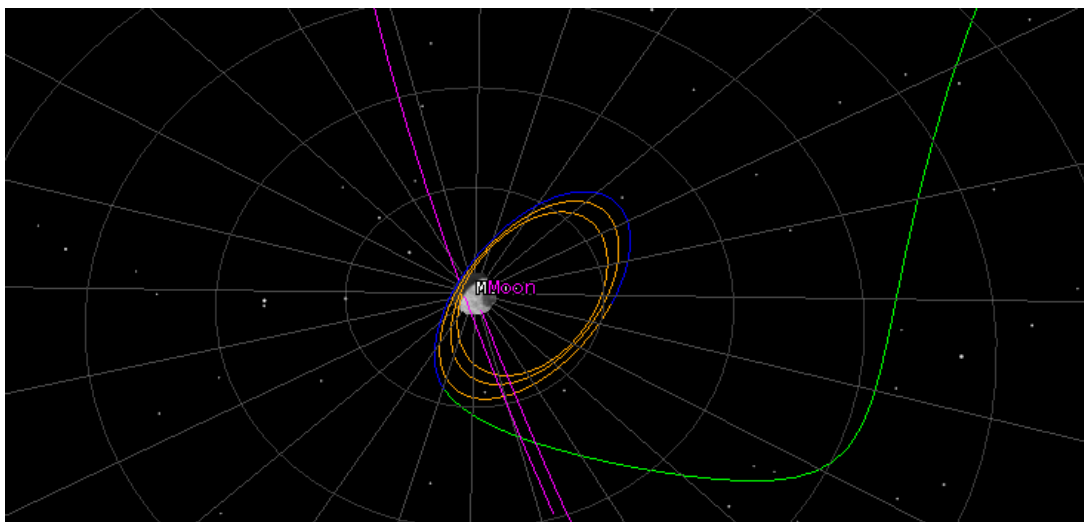


Figura 40 – Gráfico 3D da descida e captura lunar pelo inercial da Lua

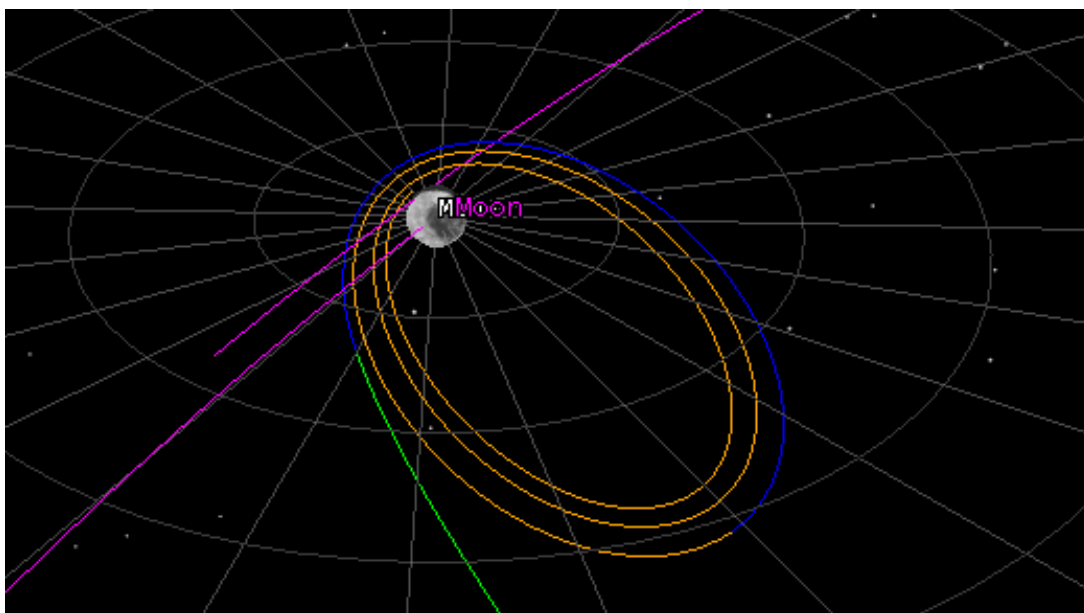


Figura 41 – Gráfico 3D da descida e captura lunar pelo inercial da Lua, visto por um segundo ângulo

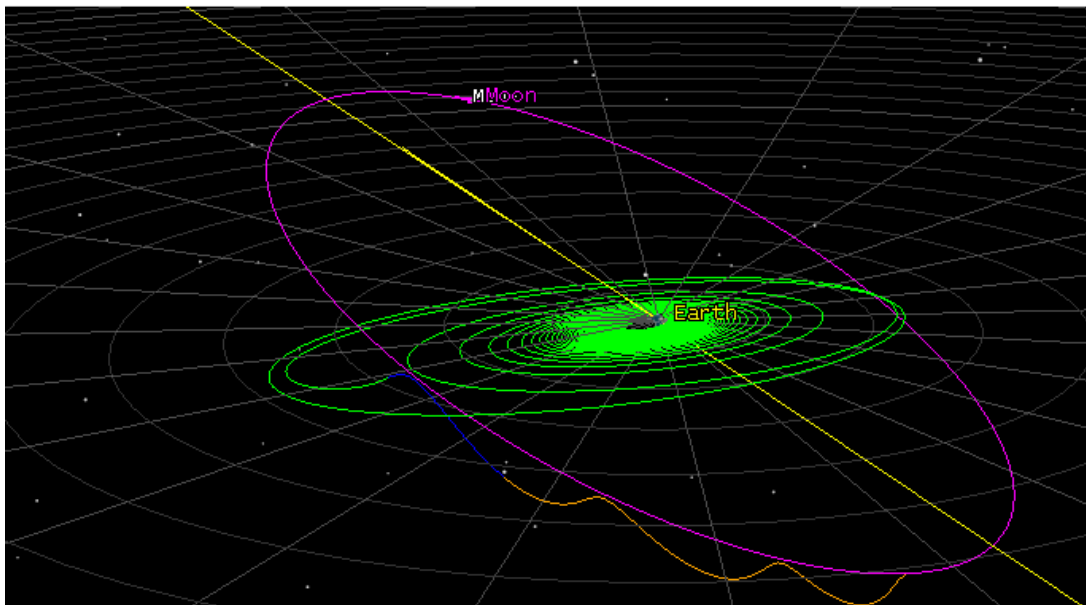


Figura 42 – Gráfico 3D da Trajetória Completa, visto do inercial terrestre

7 Resultados e discursões

7.1 Resultados obtidos na transferência com propulsão elétrica

A trajetória durou um tempo aproximado de 194 dias, 8 horas e 36 minutos, praticamente a metade do tempo que durou a missão Smart-1, que completou a trajetória em 426 dias, 1 hora, 55 minutos, e isso se deve principalmente ao fato de que no presente de trabalho foi utilizado o impulso constante durante toda a trajetória, sem desligamentos do propulsor durante o trajeto, e na missão Smart-1 a estratégia de impulso foi otimizada para o motor ser ligado em períodos estratégicos, como por exemplo, com empuxo somente nas proximidades do perigeu.

Na figura 43, pode ser visto alguns parâmetros orbitais clássicos durante todo o trajeto:

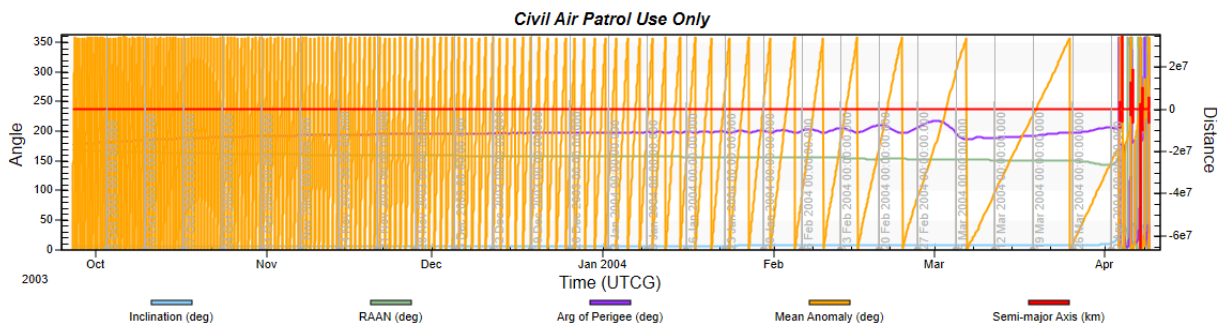


Figura 43 – Elementos orbitais clássicos durante a trajetória

Um aspecto relevante de se ressaltar, é os períodos de umbra, onde o satélite fica sem a energia solar disponível para alimentar os seus sistemas, o que impacta principalmente em missões com propulsão elétrica, que assim, necessitam de baterias para suprir o déficit de energia durante a falta de luz, o que consequentemente resulta em mais massa no satélite.

Na tabela 5, é possível ver um resumo do período da trajetória em que o satélite esteve na umbra:

Estatísticas Globais do Período de Umbra			
	Período de início (UTCG)	Período final (UTCG)	Duração (s)
Duração Mínima	10 Nov 2003 10:50:09.366	10 Nov 2003 10:56:02.743	353.377
Duração Máxima	5 Apr 2004 09:43:30.057	5 Apr 2004 12:51:40.293	11290.236
Duração Média			1550.585
Duração Total			124046.769

Tabela 5 – Estatísticas Globais do Período de Umbra

Um dos principais alçozes da utilização da propulsão elétrica na transferência para a lua é o tempo, pois como já citado em capítulos anteriores, isso significa mais tempo em que os sistemas do satélite ficam expostos a perturbações, e a que mais preocupa é a influência do campo magnético terrestre, por isso é buscado um escape dessa região o mais rápido possível.

A figura 44 mostra a intensidade do campo magnético na espaçonave do presente trabalho ao longo do tempo de missão, e a figura 45 mostra a intensidade da anomalia do atlântico sul mais especificamente:

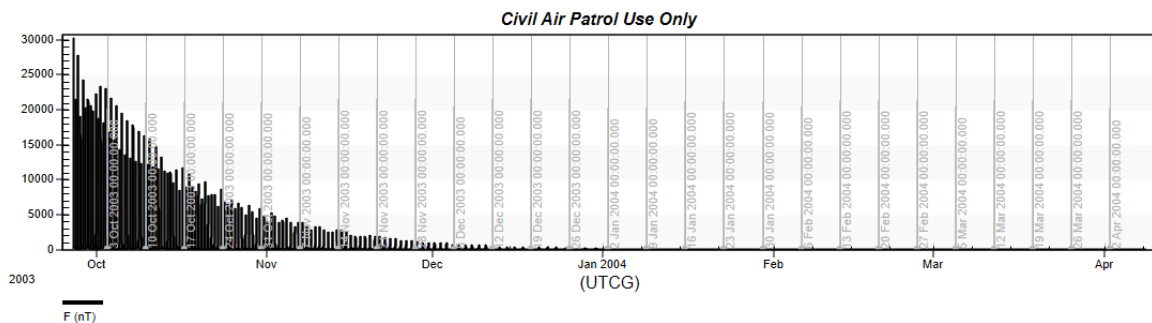


Figura 44 – Intensidade do campo magnético na espaçonave ao longo do tempo de missão

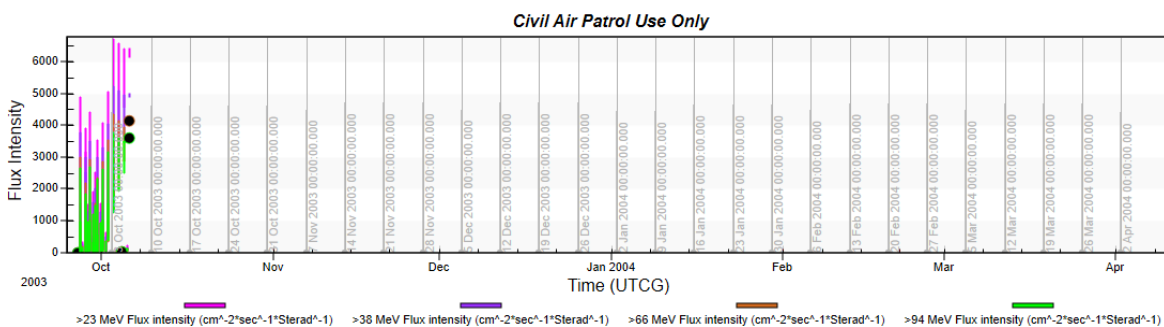


Figura 45 – Intensidade da anomalia do atlântico sul na espaçonave ao longo do tempo de missão

7.2 Comparação com Hohmann

Para fins de uma análise prática a respeito da trajetória com a utilização da propulsão elétrica como sistema de propulsão principal, foi feito também uma simulação com a transferência de Hohmann com os parâmetros da famosa missão Lunar Prospector, que identificou a existência de água nos polos lunares e utilizou uma trajetória de Hohmann para transferência lunar utilizando a propulsão química, a qual será utilizada como estudo de caso a ser comparado com a missão Smart-1.

A simulação de Hohmann foi realizada no STK, mas o passo a passo não foi apresentado neste trabalho pelo motivo de já ser bastante difundido, porém, o report do

resumo da manobra se encontra no apêndice, juntamente com o resumo da manobra realizada com propulsão elétrica. Nas figuras 46 e 47, é mostrado a configuração da propagação dos métodos de hohmann e de baixo empuxo, respectivamente:

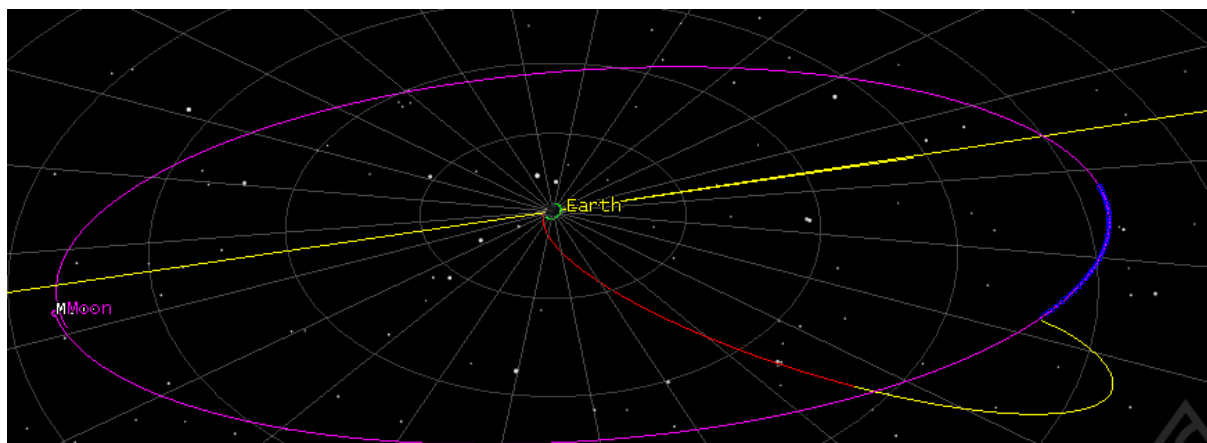


Figura 46 – Simulação da transferência de Hohmann

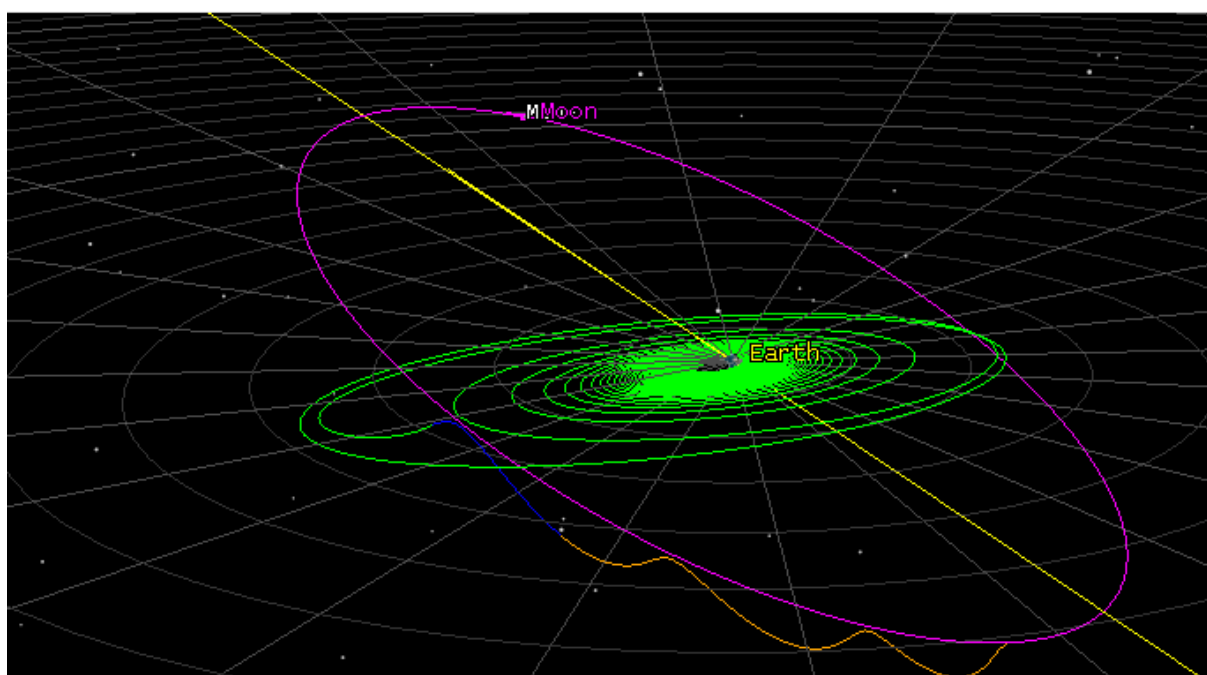


Figura 47 – Simulação da transferência com propulsão elétrica

Na tabela 6, pode ser visto um comparativo dos dois propulsores utilizados nas simulações, sendo um químico, e o outro elétrico, onde é notável que apesar do propulsor STAR 37 FM ter um maior empuxo, é bem menos eficiente do que o PPS®1350-G Hall thruster, utilizado na missão Smart-1.

Características dos propulsores		
Tipo	PPS@1350-G Hall thruster	STAR 37 FM
Subcategoria	Elétrico	Químico
Isp (s)	Eletromagnético	Sólido
Empuxo (N)	1650	289,82
Combustível	$89 \cdot 10^{-3}$	45 794
	Xenônio	TP-H-3340

Adaptado de: [Andolz \[1998\]](#) e [Marchandise et al. \[2007\]](#)

Tabela 6 – Parâmetros dos propulsores das missões SMART-1 e LUNAR PROSPECTOR respectivamente.

Como era esperado, o budget de propelente gasto pela manobra com o propulsor químico foi muito maior quando comparado com o elétrico, a economia gerada pelo propulsor elétrico é por volta de 96.7% durante a manobra de captura lunar, como pode ser visto no gráfico da figura 48:

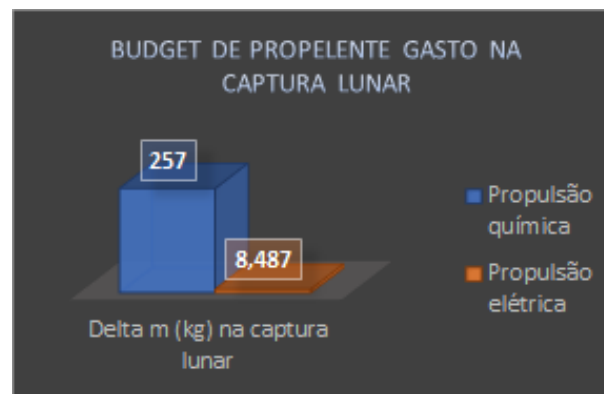


Figura 48 – Budget de propelente consumido na fase de captura lunar

Já no budget de propelente gasto durante toda a transferência, a economia gerada pelo propulsor elétrico é de 90.63%, como é mostrado no gráfico da figura 49:

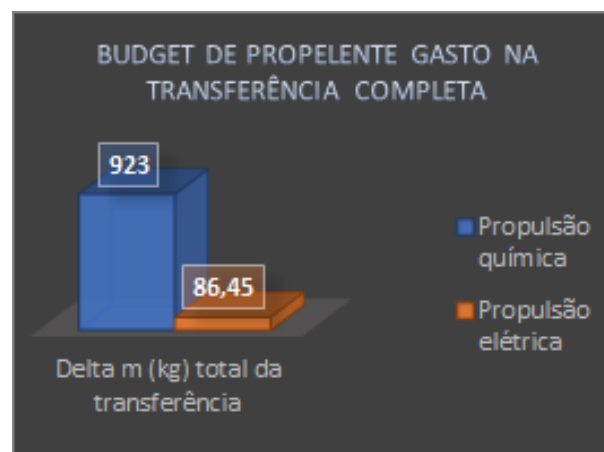


Figura 49 – Budget de propelente consumido durante toda a transferência

Quando comparado ao budget de propelente gasto na missão Smart-1, a missão do presente trabalho tem um incremento de 4.5kg de propelente gasto, devido a estratégia de utilização do propulsor.

Na comparação do Δv de cada transferência, tem-se também um menor valor para a transferência com propulsão elétrica, isso também devido a grande diferença durante a captura lunar, como pode ser visto na figura 50:

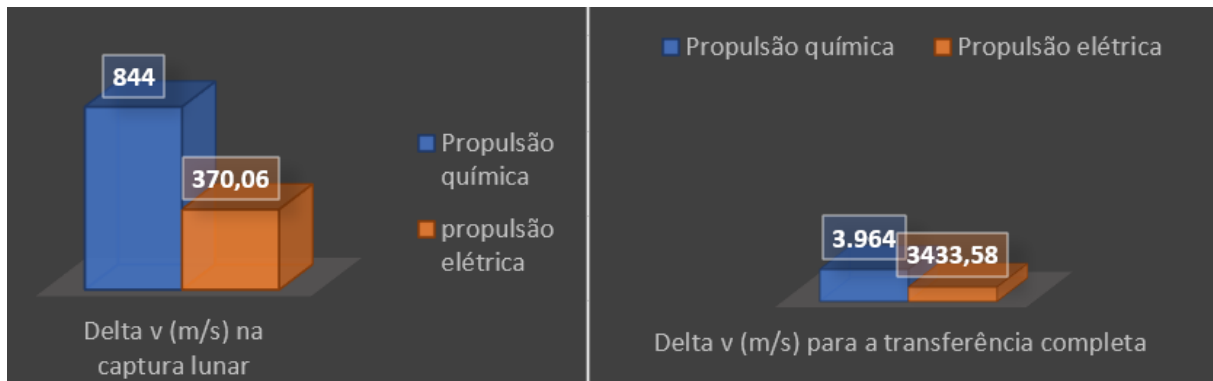


Figura 50 – Delta v das transferências

Para o tempo de transferência foi encontrado um período de 8 dias, 20 horas, 31 minutos na transferência de hohmann, enquanto a de baixo empuxo foi concluída com 194 dias, 8 horas, 36 minutos. No aspecto temporal, a transferência com propulsão elétrica tem uma certa desvantagem. O gráfico na figura 51 demonstra o tempo de duração das transferências em segundos:

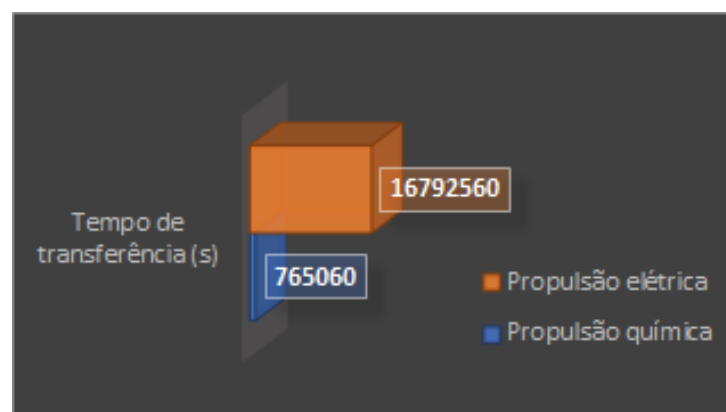


Figura 51 – Delta t das transferências

O fator tempo influencia diretamente na quantidade de radiação absorvida pelos sistemas durante a missão, nos gráficos das figuras 52 e 53, é possível ver a ordem de grandeza da dose de radiação acumulada, que é quantificado pela quantidade de energia absorvida por kg de peso do corpo.

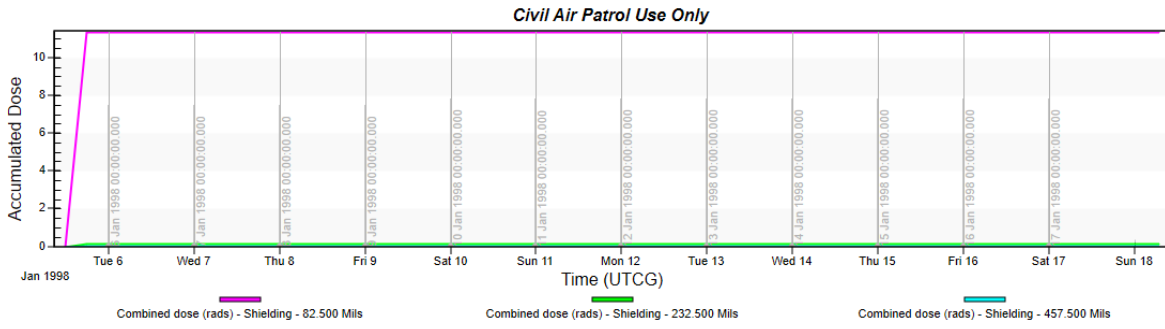


Figura 52 – Radiação acumulada durante a transferência de Hohmann

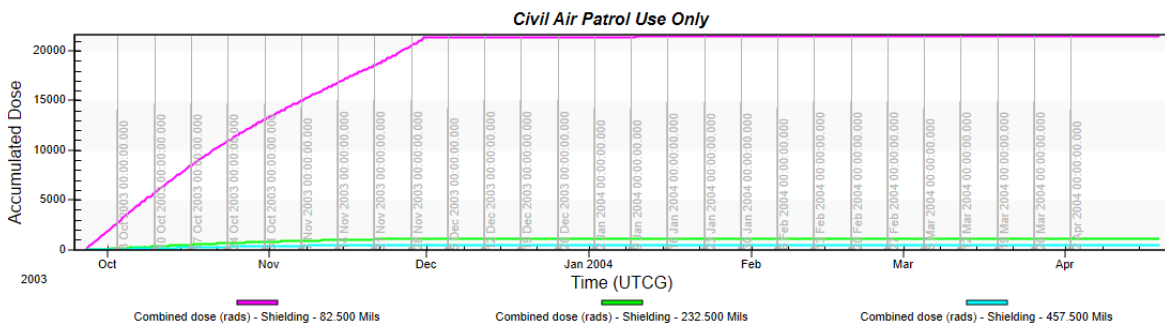


Figura 53 – Radiação acumulada durante a transferência com propulsão elétrica

A ordem de grandeza é de 2000 vezes mais no caso da transferência com propulsão elétrica.

8 Conclusão

Foi realizada a simulação da trajetória para a lua utilizando propulsão elétrica, e a estratégia utilizada se mostrou eficiente quando comparada com a transferência com a propulsão química em termos de propelente consumido, com uma economia acima de 90%, e também em termos de Δv , principalmente na etapa de captura lunar.

O tempo de transferência é um importante problema a ser levado em consideração, pois como foi observado na simulação, os sistemas podem ser altamente afetados. Portanto estratégias que otimizem o período de transferência, e também o escape de regiões em que os problemas podem ser intensificados, são requeridas.

Cada trajetória reflete vantagens e desvantagens de acordo a sua aplicabilidade. Uma transferência de Hohmann dura em média entre 5 e 10 dias, o que é preferível para missões tripuladas, porém para missões científicas se mostra viável a transferência de baixo empuxo, pela economia gerada.

Tal como acontece com outros problemas com sistemas de propulsão de baixo empuxo, uma otimização adicional é necessária para o projeto de trajetória. Métodos de circularização mais eficazes para a última etapa da missão podem ser buscados. O trabalho de otimização pode ser realizado para levar em consideração a atitude do satélite, que pode ser considerada como parte do problema de otimização para maximizar a exposição solar dos painéis solares enquanto impulsionam na direção desejada. A estratégia de empuxo somente no perigeu durante a órbita de escape da terra, pode também ser buscada.

Referências

- SMART-1 EPS Interface Control Document*, 2006. Citado na página 71.
- aaaa. Nenhuma citação no texto.
- F. J. Andolz. *LUNAR PROSPECTOR MISSION HANDBOOK*. LOCKHEED MARTIN MISSILES SPACE CO., 1998. Citado 2 vezes nas páginas 34 e 94.
- A. Armenio. New space economy. 2022. URL <<https://seac-space.com/new-space-economy/>>. Citado na página 36.
- J. C. E. Belbruno. Calculation of weak stability boundary ballistic lunar transfer trajectories. In *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, 2000. Citado 2 vezes nas páginas 76 e 77.
- J. T. Betts. Optimal interplanetary orbit transfers by direct transcription. In *Journal of the Astronautical Sciences*, volume 42, pages 247–268, 1994. Citado na página 51.
- J. T. Betts and S. O. Erb. Optimal low thrust trajectories to the moon. In *APPLIED DYNAMICAL SYSTEMS*, volume 2, pages 144–170, 2003. Citado na página 73.
- R. A. Broucke and P. J. Cefola. On the equinoctial orbit elements. In *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, volume 5, pages 303–310, 1972. URL <[doi:10.1007/BF01228432](https://doi.org/10.1007/BF01228432)>. Citado na página 50.
- D. C. Byers and J. F. Staggs. *SERT II Flight-Type Thrustor System Performance*. AIAA Paper, New York, 1969. Citado na página 59.
- V. Chobotov. *Orbital Mechanics*, volume 3rd Edition. AIAA Education Series, 2002. Citado 2 vezes nas páginas 49 e 54.
- I. A. Crawford and K. H. Joy. *Lunar Exploration: Opening a Window into the History and Evolution of the Inner Solar System*. Philosophical Transactions of the Royal Society, 2014. Citado na página 33.
- H. D. Curtis. Orbital mechanics for engineering students. 2014. URL <<https://doi.org/10.1016/C2011-0-69685-1>>. Citado na página 39.
- J. W. Dankanich. Low-thrust propulsion technologies, mission design, and application. In *Aerospace Technologies Advancements*, pages 219–240. Edited by Arif T T (InTech, Rijeka), 2010. Citado na página 67.
- K. Dannenmayer and S. Mazouffre. Elementary scaling relations for hall effect thrusters. In *J. Propul. Power*, volume 27, pages 236–245. Edited by Millis M G and Davis E W, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, VA, 2011. Citado na página 64.
- GRACE*. Deutsches GeoForschungsZentrum, 2009. URL <<http://www-app2.gfz-potsdam.de/pb1/op/grace/>>. Citado na página 53.

- N. Drake. A brief history of moon exploration. 2020. URL <<https://www.nationalgeographic.co.uk/space/2020/07/a-brief-history-of-moon-exploration>>. Citado 2 vezes nas páginas 33 e 34.
- S. Erb. Trajectory optimization of a moon transfer from gto employing solar electric propulsion. In *Masters' thesis*, Mathematics and Computing Technologies, Phantom Works, The Boeing Company, Seattle, 2002. Citado 2 vezes nas páginas 50 e 51.
- ESA. Smart-1 mission. 2023. URL <https://www.esa.int/Enabling_Support/Operations/SMART-1>. Citado na página 69.
- M. Eshagh and M. Najafi Alamdari. Perturbations in orbital elements of a low earth orbiting satellite. In *Journal of the Earth Space Physics*, volume 33, pages 1–12, 2007. Citado na página 54.
- R. H. Frisbee. Advanced space propulsion for the 21st century. In *J. Propulsion Power*, volume 19, pages 1129–1154, 2003. Citado 3 vezes nas páginas 60, 62 e 65.
- R. H. Frisbee. Limits of interstellar flight technology. In *Frontiers of Propulsion Science*, volume 227, pages 31–126. Edited by Millis M G and Davis E W, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, VA, 2009. Citado 2 vezes nas páginas 61 e 65.
- M. A. Gibson, L. S. Mason, C. L. Bowman, D. I. Poston, P. R. McClure, J. Creasy, and C. Robinson. Development of nasas small fission power ssystem for science and human exploration. In *Proceedings of the 12th International Energy Conversion Engineering Conference (Cleveland, OH), AIAA paper 2014-3458*, 2014. Citado na página 65.
- R. H. Goddard. *An Autobiography of Robert H. Goddard*. (notebook dated September 6, 1906), Astronautics, 4:24, 1959. Citado na página 59.
- D. M. Goebel and I. Katz. *Fundamentals of Electric Propulsion*. Wiley, Hoboken, NJ, 2008. Citado na página 64.
- W. N. Hess. *The Radiation Belt and Magnetosphere*. Blaisdell Publishing Co., 1968. Citado na página 57.
- G. R. Hintz. Survey of orbit element sets. In *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, volume 31, pages 785–790, 2008. URL <[doi:10.2514/1.32237](https://doi.org/10.2514/1.32237)>. Citado 2 vezes nas páginas 49 e 50.
- Walter Hohmann. The attainability of heavenly bodies. 1925. Citado na página 41.
- R. B. Jacob. Manobra orbital terra-lua -terra. 2009. Citado na página 42.
- R. G. Jahn and Y. Choueiri. Electric propulsion. In *Encyclopedia of Physical Science and Technology 3rd Edition*, volume 5, pages 125–141. Academic Press, San Diego, 2002. Citado 2 vezes nas páginas 65 e 67.
- JPL HORIZONS. Jet Propulsion Laboratory, 2004. URL <<http://ssd.jpl.nasa.gov/?horizons>>. Citado na página 51.
- M. Kaplan. *Modern Spacecraft Dynamics and Control*. John Wiley & Sons, 1976. Citado 2 vezes nas páginas 39 e 52.

- S. Kemble. *Interplanetary Mission Analysis and Design*. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 2006. Citado na página 45.
- J. Keppeler. Calculation of perturbed keplerian orbits with nonsingular orbit elements. In *Masters' thesis*, Institut für Flugmechanik und Flugregelung, Universität Stuttgart, 2000. Citado na página 50.
- Killinger. “Artemis orbit raising in-flight experience with ion propulsion. 28th IEPC 2003-0096, Toulouse, 2003. Citado na página 60.
- Kim. *Electric Propulsion Activity in Russia*. 27th IEPC-01-005, Pasadena, 2001. Citado na página 59.
- S. T. Kit. Orbit propagators for satellites. 2016. Citado 2 vezes nas páginas 75 e 76.
- C. Koppel and D. Estublier. *SMART-1 Primary Electric Propulsion Subsystem the Flight Model*. 28th IEPC 2003-0205, Toulouse, France, 2003. Citado na página 70.
- C. Koppel, M. Lyszyk, D. Valentian, G. Saccoccia, and D. Estublier. *PPS 1350 With Variable power Feature for SMART1*. 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Alabama, 2000. Citado na página 70.
- P. Letterio. Optimization of a satellite transfer trajectory with low thrust electric propulsion from earth orbit to an orbit over the van allen radiation belt. In *Masters' thesis*, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, 2005. Citado 3 vezes nas páginas 39, 49 e 50.
- C. Ma, E. F. Arias, T. M. Eubanks, A. L. Fey, A. M. Gontier, C. S. Jacobs, O. J. Sovers, B. A. Archinal, and P. Charlot. The international celestial reference frame as realized by very long baseline interferometry. In *Astronomical Journal*, volume 116, page 516–46, 1998. Citado na página 46.
- D. Manzella. Low cost electric propulsion thruster for deep space robotic science missions. 2008. Citado na página 31.
- F. Marchandise, N. Cornu, F. Darnon, and D. Estublier. *PPS®1350-G Qualification status 10500 h*. 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 2007. Citado na página 94.
- M. MartInez-SAnchez and J. E. Pollard. Spacecraft electric propulsion – an overview. In *J. Propul. Power*, volume 14, pages 688–699, 1998. Citado na página 65.
- S. Mazouffre. Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches. In *Plasma Sources Science and Technology*, IOP Publishing, volume 25, 2016. Citado 5 vezes nas páginas 61, 62, 65, 67 e 68.
- J. Mehta. The moon, preserving earth’s origin story. 2018. URL <<https://www.planetary.org/worlds/the-moon>>. Citado na página 33.
- D. Milligan, D. Gestal, and O. Camino. *SMART-1 Electric Propulsion: An Operational Perspective*. SpaceOps 2006 Conference, 2006. Citado 2 vezes nas páginas 70 e 71.
- O. Montenbruck and E. Gill. *Satellite Orbits*. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 2000. Citado na página 54.

- NASA. Apollo missions. 1972. URL <<https://www.nasa.gov/specials/apollo50th/missions.html>>. Citado na página 33.
- NASA. Moon missions. 2019. URL <<https://moon.nasa.gov/exploration/moon-missions/>>. Citado na página 35.
- NASA. Lunar living: Artemis base camp concept da nasa. 2020. URL <<https://blogs.nasa.gov/artemis/2020/10/28/lunar-living-nasas-artemis-base-camp-concept/>>. Citado na página 36.
- Department of Defense (DoD) World Geodetic System 1984 (WGS84)*. National Imagery and Mapping Agency, 2000. Citado 2 vezes nas páginas 50 e 53.
- H. Oberth. *Wege zur Raumschiffahrt*. R. Oldenbourg, Munich, Berlin, 1929. Citado na página 59.
- OECD. Handbook on measuring the space economy. 2012. URL <<https://www.oecd.org/futures/oecdhandbookonmeasuringthespaceeconomy.htm>>. Citado na página 36.
- G. Petit and B. Luzum. Iers conventions (2010). In *Technical Report 36, International Earth Rotation Service, Frankfurt am Main*, 2010. Citado na página 53.
- Polk. *Demonstration of the NSTAR Ion Propulsion System on the Deep Space One Mission*. 27th IEPC-01-075, Pasadena, 2001. Citado na página 59.
- G. Racca, A. Marini, L. Stagnaro, J. Van Dooren, L. Di Napoli, B. Foing, R. Lumb, J. Volp, J. Brinkmann, R. Grunagel, D. Estublier, E. Tremolizzo, M. McKay, O. Camino, J. Schoemaekers, M. Hechler, M. Khan, P. Rathsman, G. Andersson, K. Anflo, S. Berge, P. Bodin, A. Edfors, A. Hussain, J. Kugelberg, N. Larsson, B. Ljung, L. Meijer, A. Mortsell, T. Nordeback, S. Persson, and F. Sjoberg. Smart-1 mission description and development status. In *Planetary and Space Science*, volume 50, page 1323–1337, 2002. URL <[doi:10.1016/S0032-0633\(02\)00123-X](https://doi.org/10.1016/S0032-0633(02)00123-X)>. Citado 2 vezes nas páginas 57 e 69.
- J. Schoenmaekers. *Post-Launch Optimisation of the SMART-1 low-thrust trajectory to the Moon*. 18th International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, 2004. Citado na página 72.
- R. Shimmin. Trajectory design for a very-low-thrust lunar mission. In *Doctorate Thesis At The University of Adelaide*, 2012. Citado 8 vezes nas páginas 40, 46, 47, 48, 49, 52, 56 e 57.
- P. D. Spudis. The robotic exploration of the moon. 2008. URL <<https://moon.nasa.gov/exploration/history/>>. Citado 2 vezes nas páginas 33 e 34.
- E. Stuhlinger. *Possibilities of Electrical Space Ship Propulsion*. Ber. 5th International Astronautics Congress, Innsbruck, 1954. Citado na página 59.
- V. Sundararajan. *International Missions to the Moon: Space Exploration Goals, Programs and Economics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. Citado na página 34.
- G. P. Sutton and O. Biblarz. *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley Sons, New York, 2010. Citado 3 vezes nas páginas 60, 62 e 68.

- M. J. L. Turner. *Rocket and Spacecraft Propulsion*. Springer Praxis Publishing Ltd, Chichester, UK, 2009. Citado 5 vezes nas páginas 60, 62, 65, 66 e 68.
- U.S. Naval Observatory, 2008. URL <<http://tycho.usno.navy.mil/leapsec.html>>. Citado na página 46.
- W. W. Vaughan, K. O Niehuss, and M. B. Alexander. Spacecraft environments interactions: Solar activity and effects on spacecraft. In *NASA Reference Publication 1396, National Aeronautics and Space Administration, Huntsville, Alabama*, 1996. Citado na página 54.
- M. J. H. Walker. A set of modified equinoctial orbit elements. In *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, volume 36, pages 409–419, 1985. URL <[doi:10.1007/BF01227493](https://doi.org/10.1007/BF01227493)>. Citado 2 vezes nas páginas 49 e 50.
- M. J. H. Walker. A set of modified equinoctial orbit elements (errata). In *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, volume 38, pages 391–392, 1986. URL <[doi:10.1007/BF01238929](https://doi.org/10.1007/BF01238929)>. Citado na página 50.
- G. Yang. Earth-moon trajectory optimization using solar electric propulsion. In *Chinese Journal of Aeronautics*, volume 20, pages 452–463, 2007. URL <[doi:10.1016/S1000-9361\(07\)60067-3](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(07)60067-3)>. Citado 2 vezes nas páginas 31 e 53.
- O. Zeile, M. Lachenmann, E. Baumstark, A. Mohr, D. Bock, R. Laufer, N. Sneeuw, and H. P. Röser. Analyses of orbital lifetime and observation conditions of small lunar satellites. In *Acta Astronautica*, volume 66, pages 516–527, 2010. URL <[doi:10.1016/j.actaastro.2009.07.008](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.07.008)>. Citado na página 53.
- C. Z. Zhang. A note on the physical parameters of the moon. In *Earth, Moon, and Planets*, volume 64, pages 31–38, 1994. URL <[doi:10.1007/BF00608202](https://doi.org/10.1007/BF00608202)>. Citado na página 50.

Anexos

ANEXO A – Relatório de Missão da Transferência com Propulsão Elétrica

11 Feb 2023 21:23:56

Civil Air Patrol Use Only
Satellite-ElectricPropulsionSatellite

Maneuver	Segment	Start Time (UTCG)	Delta V (m/sec)	Fuel Used (kg)
1	Target_Sequence.Maneuver1	26 Sep 2003 16:19:38.649	3063.520295	77.963
2	Target_Sequence1.Lunar_Capture	3 Apr 2004 13:30:06.201	00.959834	6.893
3	Target_Sequence2.Maneuver_Lunar_Descent	4 Apr 2004 16:25:56.402	69.100708	1.594

Global Statistics

Total Duration	14464212.877
Total Est./Act. Finite Burn Duration	15717354.112
Total Delta V	3433.580837
Total Fuel Used	86.450

ANEXO B – Relatório de Missão da Transferência com Propulsão Química

Civil Air Patrol Use Only
Satellite-ChemicalPropulsionSatellite

13 Feb 2023 09:51:36

Maneuver	Segment	Start Time (UTCG)	Delta V (m/sec)	Fuel Used (kg)
1	Target_Sequence.Maneuver	5 Jan 1998 13:43:36.759	3120.000000	666.381
2	Inserção_em_órbita_lunar.Maneuver	14 Jan 1998 10:14:33.307	843.532766	256.80

Global Statistics

Total Duration	0.000
Total Est./Act. Finite Burn Duration	57.297
Total Delta V	3963.532766
Total Fuel Used	923.183