

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

**Estudo de Viabilidade: Missão Espacial para
Observação da Radiação Cósmica de Fundo no
Espectro em Micro Ondas.**

Autor: Fernanda Resende Muro Martinez
Orientador: Dr. Giancarlo Santilli

Brasília, DF
2020



Fernanda Resende Muro Martinez

Estudo de Viabilidade: Missão Espacial para Observação da Radiação Cósmica de Fundo no Espectro em Micro Ondas.

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: Dr. Giancarlo Santilli

Coorientador: Dr. Rodrigo Leonardi

Brasília, DF

2020

Fernanda Resende Muro Martinez Estudo de Viabilidade: Missão Espacial
para Observação da Radiação Cósmica de Fundo no Espectro em Micro Ondas./
Fernanda Resende Muro Martinez. – Brasília, DF, 2020- 100 p. : il. (algumas
color.) ; 30 cm.

Orientador: Dr. Giancarlo Santilli

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGa , 2020.

1. Radiação Cósmica de Fundo Em Micro Ondas. 2. Missão espacial. I. Dr.
Giancarlo Santilli. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV.
Estudo de Viabilidade: Missão Espacial para Observação da Radiação Cósmica
de Fundo no Espectro em Micro Ondas.

CDU 02:141:005.6

Fernanda Resende Muro Martinez

Estudo de Viabilidade: Missão Espacial para Observação da Radiação Cósmica de Fundo no Espectro em Micro Ondas.

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, 18 de novembro de 2020:

Dr. Giancarlo Santilli
Orientador

Dr. Domenico Simone
Convidado 1

Dr. Paolo Gessini
Convidado 2

Brasília, DF
2020

Este trabalho é dedicado a todos os prestadores de serviços e terceirizados do sistema de ensino público do Brasil. Ao programa federal de expansão e criação das universidades públicas, campi e Instituições Federais. A todos que fazem parte desse projeto e que lutam por ele.

Àqueles nascidos na América Latina, orgulhosos, que honram sua pátria, e que somam à luta pela nossa liberdade contra o colonialismo moderno, a privatização dos recursos naturais e dos direitos básicos.

Agradecimentos

Agradeço ao meu orientador, Giancarlo Santilli, por toda a ajuda e orientação prestadas ao longo do desenvolvimento deste projeto. Também agradeço a Universidade de Brasília que, dentro da sua universalidade de coisas, pessoas e ensino, foi Universidade mas também foi a escola da vida que nenhum outro lugar teria sido.

Resumo

A Radiação Cósmica de Fundo é a radiação eletromagnética mais antiga do Universo, possui o pico de emissão no espectro em micro-ondas e é um produto da alta interação entre matéria e radiação nos primeiros 400.000 anos do Universo primordial. A RCF traz respostas em relação ao seu estado inicial e pode ajudar a humanidade a responder perguntas acerca do seu surgimento e evolução. Desde a primeira vez que foi medida em 1964, foram realizadas três missões para medir, mapear e estudar as suas propriedades: COBE, WMAP e The Planck. A temperatura média do Universo é de 2,725 K e possui anisotropias na ordem de $10^{-6}K$. Apesar das três missões terem obtido sucesso em seus resultados, é possível dizer que a RCF foi medida apenas uma vez, devido ao curto espaço de tempo entre elas. Dessa forma, se torna necessário planejar missões futuras que permitam medir a diferença no espectro de potência eletromagnético e nos dê dados quanto ao estado evolutivo do Universo. Este trabalho apresenta a análise preliminar de uma missão espacial para o ano de 2100 com base no estudo das missões anteriores, apresentando os requisitos, restrições, soluções propostas e, por fim, seu projeto orbital por meio de uma simulação no *software STK* desde seu lançamento até a sua órbita nominal.

Palavras-chaves: radiação cósmica de fundo, missão espacial, análise de missão, COBE, WMAP, The Planck.

Abstract

Cosmic Background Radiation is relic radiation in the Universe and has the peak of emission in the microwave spectrum, it is a product of the high interaction between matter and radiation in the first 400,000 years of the early Universe. RCF provides answers regarding the initial state of the Universe and can help humanity to answer questions about its origins and evolution. Since the first time that it was measured, back in 1964, three space missions have taken place to measure, map, and study its properties: COBE, WMAP, and The Planck. The average temperature of the Universe is 2.725 K and its anisotropies are in the order of $10^{-6}K$. Although the three missions presented successful results, it can be said that the RCF spectrum was measured only once, due to the short time between the missions. Because of this, it is necessary to plan future missions that will allow us to measure the difference in the electromagnetic power spectrum and give us data regarding the evolutionary state of the Universe. This work presents the preliminary analysis of a space mission for the year 2100 based on the study of the previous project missions, presenting the requirements, restrictions, proposed solutions, and, finally, its orbital project through a simulation in the *STK software* from its launch to its nominal orbit.

Keywords: Cosmic Background Radiation, spacial mission, mission analysis, COBE, WMAP, The Planck.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Resultados dos mapas anisotrópicos das missões <i>COBE</i> , <i>WMAP</i> e <i>The Planck Mission</i> (CLEMENTS, 2017)	28
Figura 2 – Esquemático completo do satélite <i>Planck</i> (COLLABORATION, 2005).	29
Figura 3 – Principais fontes de radiação externa e bandas de frequência utilizadas da missão <i>Planck</i> (COLLABORATION, 2005)	31
Figura 4 – Esquemático do IAF e configuração dos bolômetros em relação à polarização. Fonte: (COLLABORATION, 2005) (Traduzido).	32
Figura 5 – Unidade do Plano Focal. Os pares de antenas dentro do círculo azul são referentes ao IAF enquanto os pares de antena externas são referentes aos IBF. Fonte: (TAUBER, 2009)	33
Figura 6 – Mapa da Radiação Cósmica de Fundo em função das diversas bandas de frequência (PLANCK COLLABORATION,)	34
Figura 7 – Mapa da final da RCF em micro-ondas (CLEMENTS, 2017)	35
Figura 8 – Representação dos pontos Lagrangianos no sistema Sol-Terra (EUROPE SPACIAL AGENCY,)	36
Figura 9 – Trajetória do satélite <i>The Planck</i> desde a sua órbita inicial até a órbita final (<i>Lissanjous</i>) utilizando a Lua como estilingue gravitacional (COLLABORATION, 2005)	37
Figura 10 – Órbita de transferência do satélite <i>Planck</i> visto do plano XY	37
Figura 11 – Órbita de transferência do satélite <i>Planck</i> visto do plano XZ	38
Figura 12 – Órbita de transferência do satélite <i>Planck</i> visto do plano YZ	38
Figura 13 – Espectro de distribuição da Radiação Cósmica de Fundo medida pela missão <i>COBE - FIRAS</i> (COSMIC...,).	40
Figura 14 – Sistema de referencia geocentrado e orientado em relação à constelação de Áries (equinócio vernal) (VADALLO, 1997)	47
Figura 15 – Parâmetros geométricos gerais das seções cônicas. (WERTZ, 1978)	50
Figura 16 – Sistema de Corpos de N corpos com massas puntiformes em um sistema referencial inercial XYZ (Curtis (2005))	53
Figura 17 – Plano orbital (tracejado) de um sistema orbital devido à conservação do momento angular específico entre os vetores \vec{r} e \vec{r}' Curtis (2005)	56
Figura 18 – Relação entre o aumento das energia mecânica e velocidade em função do tipo de órbita considerada. (BROWN, 1998)	59
Figura 19 – Órbita circular com o foco no centro, linha dos apses e a posição \vec{r} em função de θ (CURTIS, 2005)	60
Figura 20 – Órbita elíptica de um corpo e variação da posição em função de θ em relação à linha dos apses (CURTIS, 2005).	61

Figura 21 – Ilustração do movimento orbital em uma órbita elíptica e circular (CURTIS, 2005)	63
Figura 22 – Parâmetros orbitais gerais em relação ao sistema de referencia geocentrado (CURTIS, 2005)	65
Figura 23 – Manobra orbital de um satélite com órbitas inicial e final circulares através da Transferência de Hohmann (WERTZ, 1999)	70
Figura 24 – Manobra orbital bi-elíptica e tri-impulsiva (VADALLO, 1997)	71
Figura 25 – Manobra orbital simples, onde é acionado um impulso Δv_a , tangente à órbita inicial, e outro impulso, Δv_b , não tangente à órbita de transferência, que o insere na órbita final (VADALLO, 1997)	71
Figura 26 – Esquemático de uma arquitetura de missão com todos os seus elementos. Todos eles partem da concepção de missão (WERTZ, 1999).	74
Figura 27 – Esquemático das atividades e fases de projetos de missão seguidos pela <i>ESA. ECSS-2009</i>	77
Figura 28 – Corpos centrais utilizados no projeto orbital, sendo, o Sol, como corpo central e a órbita da Terra, ilustrado em rosa. Fonte: A autora (2020)	84
Figura 29 – Sistema Terra-Lua, com a órbita da da Lua em torno da Terra, ilustrada em branco. Fonte: A autora (2020)	85
Figura 30 – Sistema Sol-Terra-Lua. Fonte: A autora (2020)	85
Figura 31 – Sistema de referência (ECI) utilizado para descrever o movimento do satélite em relação à Terra. Fonte: Elaborada pela autora (2020).	86
Figura 32 – Representação dos planos de referência para descrição do movimento do satélite. Fonte: Elaborada pela autora (2020)	86
Figura 33 – Sistema de referência fixo em relação à Terra e planos de referencia do sistema fixo, em amarelo, para o ponto L2. Fonte: Elaborada pela autora (2020)	87
Figura 34 – Sistema de referência <i>SEM</i> , com a órbita da Terra em relação ao Sol ilustrado em rosa, órbita da Lua, em branco, e o Sol ao fundo. Fonte: Elaborada pela autora (2020)	88
Figura 35 – Representação da órbita nominal do satélite (em amarelo) em relação ao equador terrestre. Fonte: Elaborada pela autora (2020).	89
Figura 36 – Órbita inicial do satélite e o momento em que ele chega ao cruzamento do plano XZ definido como critério de parada da órbita inicial. Fonte: Elaborada pela autora (2020).	91
Figura 37 – Órbita de transferência para o ponto L2. Fonte: Elaborada pela autora (2020).	92
Figura 38 – Órbita de inserção do satélite em torno de L2. Fonte: Elaborada pela autora (2020).	93

Figura 39 – Órbita estabilizada do satélite em torno do ponto L2. Sistema de referência: *SEM-L2*. Fonte: A autora (2020) 94

Lista de tabelas

Tabela 1 – Informações das configurações gerais das missões <i>COBE</i> , <i>WMAP</i> e Planck Mather e Kelsall (1980), Greason et al. (2012), Collaboration (2005)	25
Tabela 2 – Informações da carga paga das missões <i>COBE</i> , <i>WMAP</i> e <i>The Planck Mission</i> Mather e Kelsall (1980), Hauser (1998), Greason et al. (2012)	27
Tabela 3 – Configurações gerais da Missão <i>Planck</i> (Tauber, J. A. et al., 2010) . .	30
Tabela 4 – Tabela de especificações instrumentais (COLLABORATION, 2005) . .	33
Tabela 5 – Tabela de valores com a massa e o parâmetro gravitacional padrão para cada corpo do Sistema Solar (CURTIS, 2005)	54
Tabela 6 – Seções cônicas em função da Energia mecânica total, semi-eixo maior e excentricidade. (WERTZ, 1999)	58
Tabela 8 – Tabela relacionando o Δv necessário para cada altura de órbita. Fonte: Elaborada pela autora (2020).	83
Tabela 9 – Tabela com as informação da órbita inicial em relação aos critérios de parada determinados no <i>target sequence</i> . Fonte: Elaborada pela autora (2020).	90
Tabela 10 – Tabela contendo as informações referentes à órbita inicial do satélite. Fonte: Elaborada pela autora (2020).	90
Tabela 11 – Tabela contendo as informações referentes à órbita inicial do satélite. Fonte: Elaborada pela autora (2020).	91
Tabela 12 – Tabela de informações do estado do satélite ao final do primeiro critério de parada da órbita de transferência. Fonte: Elaborada pela autora (2020).	92
Tabela 13 – Tabela de informações do estado do satélite ao final do segundo critério de parada da órbita de transferência. Fonte: Elaborada pela autora (2020).	94
Tabela 14 – Tabela das manobras e impulso necessário para manter o satélite em órbita. Fonte: A autora (2020)	94

Lista de abreviaturas e siglas

<i>AR</i>	<i>Acceptance Review</i>
<i>CN</i>	Corpo Negro
<i>CRR</i>	<i>Comissioning Result Review</i>
<i>COBE</i>	<i>Cosmic Microwave Background Explorer</i>
<i>CDR</i>	<i>Critical Design Review</i>
<i>DMR</i>	<i>Diferencial Microwave Radiometers</i>
<i>DIRBE</i>	<i>Diffuse Infrared Background Experiment</i>
<i>ECI</i>	<i>Earth Centered Inertial</i>
<i>ECSS</i>	<i>European Cooperation for Space Standarization</i>
<i>ELR</i>	<i>End of Life Review</i>
<i>ESA</i>	<i>European Space Agency</i>
<i>FIRAS</i>	<i>Far Infrared Absolute Spectrophotometer</i>
<i>FRR</i>	<i>Flight Readiness Review</i>
<i>GNSS</i>	<i>Ground Navegation System Satellite</i>
<i>GTO</i>	<i>Geostationary Transfer Orbit</i>
<i>HFI</i>	<i>High Frequency Instrument</i>
<i>L2</i>	<i>Lagrangian 2</i>
<i>LRR</i>	<i>Launch Readiness Review</i>
<i>LFI</i>	<i>Low Frequency Instrument</i>
<i>LEO</i>	<i>Low Earth Orbit</i>
<i>LiteBIRD</i>	<i>Lite(Light)satellite for the studies of B-mode polarization and Infation from cosmic background Radiation Detection</i>
<i>MCR</i>	<i>Mission Close-Out Review</i>
<i>MEO</i>	<i>Medium Earth Orbit</i>

<i>MDR</i>	<i>Mission Definition Review</i>
<i>MCS</i>	<i>Mission Control Segment</i>
MCP	Modelo Cosmológico Padrão
<i>NASA</i>	National Aeronautics and Space Administration
<i>ORR</i>	<i>Operation Readiness Review</i>
PC	Ponto de Controle
<i>PDR</i>	<i>Preliminary Design Review</i>
<i>PRR</i>	<i>Preliminary Requirements Review</i>
<i>QR</i>	<i>Qualification Review</i>
RCF	Radiação Cósmica de Fundo
RCFM	Radiação Cósmica de Fundo em Micro ondas.
<i>STK</i>	<i>Software Tool-Kit</i>
TGR	Teoria da Reatividade Geral
TCC1	Trabalho de Conclusão de Curso 1
TCC2	Trabalho de Conclusão de Curso 2
<i>WMAP</i>	Wilkinson Microwave Anisotropy Probe

Lista de símbolos

\vec{a}	Aceleração
A^*	Ângulo Azimutal
E	Anomalia Excêntrica
M_e	Anomalia média
θ^*	Anomalia verdadeira
A	Apoapse
ω	Argumento do perigeu
λ	Comprimento de onda
G	Constante de Gravitação Universal
$\frac{d}{dt}$	Derivada em relação ao tempo
r	Distância entre dois corpos
ϵ	Energia mecânica
ϵ_c	Energia mecânica circular
E_t	Energia mecânica total
e	Excentricidade
ϕ_{pa}	<i>Flight path angle</i>
\vec{F}	Força resultante
\vec{F}_g	Força gravitacional
$^\circ$	Grau
GHz	GigaHertz
i	Inclinação do plano orbital
K	Kelvin
Kg	kilograma

Ω	Longitude do nó ascendente
m_g	Massa gravitacional
m_i	Massa inercial
m	metro
μm	micrometro
\vec{M}	Momento angular
\vec{h}	Momento angular específico
p	Momento linear
n	Movimento médio
N	Newton
μ^*	Parâmetro Gravitacional Padrão
T^*	Período orbital
T_c	Período orbital circular
P	Peripase
$E_{b\lambda}$	Potência espectral emissiva
E_b	Potência emissiva
\vec{r}_o	Posição inicial
R_t	Raio Terra
R	Raio orbital
r_c	Raio circular
s	Segundo
a	Semi-eixo maior
b	Semi-eixo menor
p	Semi-parâmetro
T	Temperatura
t	Tempo

τ	Trabalho
v	Velocidade
v_c	Velocidade circular
\vec{v}	Velocidade inicial
$\dot{\vec{r}}$	Vetor aceleração
\vec{e}	Vetor excentricidade
\vec{r}	Vetor posição
W	Watt

Sumário

1	INTRODUÇÃO	20
	Introdução	20
1.1	Objetivo Geral	21
1.1.1	Objetivos Específicos	21
1.2	Metodologia	22
1.3	Estruturação do Trabalho	22
2	RESULTADOS PRELIMINARES	24
	Resultados Preliminares	24
2.1	Histórico da RCF	24
2.1.1	<i>COBE, WMAP e The Planck</i>	25
2.2	Missão Planck	28
2.2.1	Bandas de Operação	30
2.2.2	Carga Paga	31
2.2.3	Resultados <i>The Planck Mission</i>	33
2.3	Órbita de missão	35
2.3.1	Lançamento	36
3	RADIAÇÃO CÓSMICA DE FUNDO	39
	Radiação Cósmica de Fundo	39
3.1	Anisotropias da RCF	41
3.2	Decaimento de temperatura da RCF	41
4	MECÂNICA CELESTE	43
4.1	Leis da Dinâmica e Gravitação Universal	44
4.1.1	Leis de Kepler	44
4.1.2	Leis de Newton	45
4.1.3	Lei da Gravitação Universal	46
4.2	Sistemas de Referência	46
4.3	Princípio da Equivalência e Campos Gravitacionais	48
4.4	Seções Cônicas	50
5	ASTRODINÂMICA	52
	Problema de n-corpos	52

5.1	Equação do Movimento para n-corpos	52
5.1.1	Equação do Movimento para 2 corpos	54
5.2	Solução da Lei Fundamental da Astrodinâmica	55
5.2.1	Solução Geométrica	55
5.2.1.1	Conservação do Momento Angular	55
5.2.1.2	Vetor Excentricidade	57
5.2.1.3	Conservação da Energia Mecânica	57
5.2.2	Solução Temporal	59
5.2.3	Órbita Circular	60
5.2.4	Órbitas Elípticas	61
5.3	Parâmetros Orbitais	64
6	ACESSO AO ESPAÇO	67
6.1	Classificação Orbital	67
6.1.1	Órbitas baixas, médias ou altas	67
6.1.2	Órbita equatorial e polar	68
6.1.3	Órbitas prograda e retrógrada	68
6.1.4	Órbitas inicial, transferência e final	68
6.2	Manobras Orbitais	68
6.2.1	Órbitas Coplanares	69
6.3	Órbitas não coplanares	72
7	MISSÕES ESPACIAIS	73
	Ciclo de vida de projeto espaciais	73
7.1	<i>European Cooperation for Space Standardization (ECSS)</i>	75
7.2	<i>System Tool Kit (STK)</i>	79
8	ESTRUTURAÇÃO DA MISSÃO	81
	Missão proposta	81
8.1	Justificativa	81
8.2	Características Gerais da Missão	81
8.2.1	Requisitos e Restrições	81
8.2.2	Carga paga e Instrumentação	82
8.3	Projeto Orbital	83
8.3.1	Órbita e ponto inicial	89
8.3.2	Órbita de transferência	91
8.3.3	Órbita de inserção/ <i>Halo</i>	93
9	CONCLUSÃO	96

Conclusão 96

REFERÊNCIAS 98

1 Introdução

A Radiação C3smica de Fundo (RCF) tem sido amplamente observada, mapeada e estudada desde a sua descoberta experimental em 1964. A Guerra Fria, grande impulsora da corrida espacial, foi respons3vel pelo desenvolvimento tecnol3gico e realiza3o de grandes miss3es espaciais dos s3culos XX e XXI. Em rela3o 3 RCF, tr3s grandes miss3es espaciais foram realizadas e bem sucedidas no mapeamento e estudo da RCF: *Cosmic Brackground Explorer (COBE)* em 1990, *Wilkinson Microwave Anisotropy Probe (WMAP)* em 2001 e *The Planck Mission* em 2009.

A RCF 3 a radia3o proveniente do *Big Bang*, Modelo Cosmol3gico Padr3o (MCP), mais aceito para explicar a origem do Universo. Ela possui a distribu3o de espectro de um Corpo Negro (CN), ou seja, emite e absorve radia3o em todos os comprimentos de onda. 3 o objeto que possui o espectro de radia3o mais pr3ximo ao de um corpo negro ideal, sendo o resultado de um estado primordial extremamente quente. Seu pico de emiss3o est3 dentro da regi3o espectral das micro ondas.

A partir das Lei de Planck para emiss3o de radia3o de corpos negros e a Lei de *Wien* para o pico de emiss3o dessa radia3o, foi poss3vel calcular a temperatura do Universo. Ela foi determinada pela miss3o COBE sendo de $2,725 \pm 0,001$ K. Quando descoberta experimentalmente, a RCF foi medida e considerada isotr3pica (distribu3o constante em todas as dire3es), entretanto, em 1990, tamb3m pela miss3o *COBE*, foi poss3vel detectar pequenas anisotropias de espectro, que est3o relacionadas a perturba3es na densidade da mat3ria no plasma primordial e, conseqentemente, no surgimento das grandes estruturas m3ssicas no Universo, tais como planetas, estrelas e gal3xias.

At3 aproximadamente 370.000 anos ap3s o Big Bang, devido 3 alta densidade da mat3ria e temperatura, os f3tons e el3trons estavam interligados no plasma primordial. Com a expans3o acelerada do Universo, a densidade de mat3ria e temperatura diminu3ram causando a desassocia3o dos el3trons e f3tons, que passaram a viajar de forma livre no espa3o, tornando o Universo "transparente". Por isso, a RCF pode ser considerada o limite observ3vel do universo via ondas eletromagn3ticas.

A observa3o e estudo da RCF permitiu que a comunidade cient3fica conseguisse responder quest3es muito importantes em rela3o ao estado primordial do Universo, tais como o seu estado a partir do momento em que ele se tornou vis3vel e, indiretamente, a partir do comportamento, fase e polariza3o da onda, quais as condi3es do Universo antes disso. Tamb3m foi poss3vel calcular de forma precisa o valor da constante de *Hubble* (H_o) (que est3 associada 3 expans3o acelerada do universo), a idade e formato do universo.

Apesar de estar bem descrita no espectro eletromagn3tico, foi descoberto que a

RCF possui modos de polarização que estão associados à interação entre ondas gravitacionais e radiação eletromagnética no plasma primordial. Esses modos de polarização permitem que seja possível observar o universo nos períodos anteriores à 370.000 anos, quando ele era denso e opaco.

Com as missões *COBE*, *WMAP* e *The Planck Mission*, o estudo da RCF dentro do espectro eletromagnético foi tão bem sucedido que pode ser dado como encerrado (CLEMENTS, 2017). Os próximos passos em relação ao seu estudo seriam, justamente, na realização de missões voltadas à detecção e análise dos modos de polarização da RCF para conseguir estudar o Universo e o plasma primordial em tempos anteriores à 370.000 anos.

Entretanto, mesmo com o sucesso das três missões terem sido no estudo da RCFM, é preciso perceber que, em escalas cosmológicas, o intervalo de tempo entre elas foi irrelevante e, por isso, não foi possível medir as variações na intensidade da radiação. Sendo assim, é considerado que a RCF foi medida apenas uma vez. É necessário, então, planejar missões futuras para medir novamente o espectro de potência da RCF, para aumentar o número de medidas referentes à ela. Comparando as novas medidas com as medidas realizadas pelas missões anteriores será possível estudar e prever o comportamento do Universo ao longo do tempo.

1.1 Objetivo Geral

O objetivo geral deste trabalho é realizar o estudo preliminar de viabilidade de uma missão espacial para medir, novamente, a Radiação Cósmica de Fundo no espectro em micro-ondas (RCFM), tendo como base as três principais missões anteriores: *COBE*, *WMAP* e *Planck*, seguindo as normas de padronização da Agência Espacial Europeia, *ESA*, das fases 0 e A a partir do documento *European Cooperation for Space Standardization - ECSS*.

O trabalho contará com a proposta teórica da missão, justificando todas as escolhas em relação aos requisitos e restrições que se enquadram dentro das fases 0 e A do *ECSS*. O projeto também contará com a simulação de lançamento e órbita que será desenvolvida no *Software Tool-Kit (STK)*, sendo um dos principais *softwares* de simulação utilizados na indústria e pesquisa espacial.

1.1.1 Objetivos Específicos

Em relação às etapas e fases desse trabalho, é possível descrevê-lo também em relação aos objetivos específicos que deverão ser atingidos ao longo da sua realização:

- Maior entendimento de um projeto de missão espacial.

- Conseguir justificar de forma científica as escolhas de projeto.
- Aprendizado do *STK*.

1.2 Metodologia

A metodologia deste trabalho contou com a análise de documentação das principais missões espaciais desenvolvidas para o estudo da RCF e documentação das missões para compreender tanto a parte de desenvolvimento e execução de projeto, quanto as configurações adotadas em termos de engenharia para se atingir os principais objetivos da missão. Foi realizado um estudo bibliográfico nas áreas de mecânica orbital e astrodinâmica.

Para fins práticos, será realizada a simulação orbital do satélite pelo *software STK*, onde serão descritas as condições iniciais de lançamento e órbitas inicial e de transferência.

1.3 Estruturação do Trabalho

Este trabalho está organizado em 9 capítulos que acompanham o desenvolvimento do projeto.

O capítulo 1 conta com a introdução e problema geral deste trabalho, assim como os objetivos gerais e específicos, metodologia adotada e estruturação geral.

O capítulo 2 conta com os resultados preliminares que foram atingidos na primeira parte deste trabalho e que irão servir de partida para o Trabalho de Conclusão de Curso 2.

O capítulo 3 apresenta, de forma geral, o que é a RCF, anisotropias, espectro eletromagnético e de potência.

O capítulo 4 discute a mecânica celeste a partir da física clássica, as Leis de Gravitacão desenvolvidas por Isaac Newton e Johannes Kepler que definem o comportamento orbital dos corpos no espaço. Também são descritos os sistemas de referência.

O capítulo 5 comenta sobre a astrodinâmica e como os corpos se movimentam no espaço, soluções geométricas e temporal, e principais parâmetros utilizados para descrever o movimento dos corpos no espaço.

O capítulo 6 apresenta as órbitas e parâmetros orbitais com a nomenclatura padrão utilizada em projetos espaciais.

O capítulo 7 descreve o ciclo de vida de projetos espaciais, em termos de fases e desenvolvimento, além de apresentar a padronização adotada para a execução do projeto Capítulo 1. Também são abordados neste capítulo o Software STK e as principais ferramentas utilizadas neste projeto.

O capítulo 8 aborda o projeto orbital preliminar do satélite, resultados do projeto orbital e a simulação.

O capítulo 9 apresenta as conclusões relacionadas à missão proposta neste projeto de pesquisa.

2 Resultados Preliminares

De forma geral, a primeira parte deste trabalho contou com o estudo e análise das principais missões desenvolvidas e concluídas para estudar e medir a RCFM. Este estudo aconteceu por duas razões: a primeira é que é necessário entender, antes de tudo, o que é a RCF e como as missões foram desenvolvidas e executadas para conseguir atingir seus principais requisitos, além de entender, também, quais foram os produtos finais resultantes dessas missões, ou seja, qual a ciência que foi desenvolvida e agregada à comunidade científica e tecnológica?

A segunda razão é que, quando se fala em missões e tecnologia espacial, esse setor tende a ser extremamente conservador. Ou seja, é necessário ver e entender o que já foi realizado, quais as escolhas foram feitas para contornar as principais restrições, quais as configurações adotadas e o porquê disso. Como as missões já foram concluídas, é fácil analisar as escolhas e justificar a adoção delas neste projeto.

A 1ª parte deste Trabalho de Conclusão de Curso (TCC1) contou com a análise dos parâmetros orbitais gerais das missões *COBE*, *WMAP* e *The Planck*, assim como a análise da carga paga (tipos de sensores e bandas de operação) que foram utilizadas. Neste trabalho estão apresentadas as configurações gerais e os sensores de cada missão afim de contextualizar o desenvolvimento tecnológico que se deu em cada missão e também para que seja possível justificar as escolhas adotadas de forma científica, a partir dos dados e informações disponibilizados pelas agências responsáveis pela realização das missões: *National Aeronautics and Space Administration (NASA)* e *European Space Agency (ESA)*.

O estudo preliminar das missões já realizadas para o estudo da RCF são de extrema importância para projetos futuros que têm como objeto de estudo a radiação de fundo. Analisar os projetos de missões, requisitos e restrições de cada uma, assim como seus resultados finais, permite que novos projetos sejam desenvolvidos de forma mais assertiva e eficaz. Precisamos entender o contexto em que cada missão foi desenvolvida assim como as soluções propostas e adotadas para que seja possível desenvolver as fases A e 0 do novo projeto de missão.

2.1 Histórico da RCF

A Radiação Cósmica de Fundo foi medida, pela primeira vez, de forma acidental e, desde então, diversos experimentos dentro da atmosfera, como por balões atmosféricos, foguetes e antenas tem sido utilizados para medir os sinais da RCF. Entretanto, os melhores resultados referentes às medidas do espectro de potência e sinal da RCF foram realizadas

por satélites espaciais fora da atmosfera terrestre, que foram desenvolvidos e executados a partir de projetos de missões espaciais. Nesta seção, serão discutidos os projetos de missão assim como as principais semelhanças e diferenças entre eles.

2.1.1 COBE, WMAP e The Planck

A partir das documentações específicas das missões, é possível perceber que, de forma geral, os requisitos e restrições eram os mesmos: mapear a RCF no céu de forma acurada, precisa e com alta resolução angular, minimizar os erros sistemáticos e as possíveis interferências causadas por fontes externas de radiação e ruídos ligados ao sistemas.

Uma coisa importante a ser apontada é que as missões foram realizadas com uma diferença de tempo pelo menos quase 10 anos entre elas, logo o desenvolvimento tecnológico permitiu tanto o melhoramento dos sensores e instrumentação utilizados para realizar as medições dos sinais, quanto a própria estrutura do satélite e dos sistemas auxiliares que o mantiveram funcionando durante o seu tempo de operação

As configurações gerais das missões *COBE*, *WMAP* e *The Planck Mission* estão apresentadas na Tabela 1.

Tabela 1 – Informações das configurações gerais das missões *COBE*, *WMAP* e *Planck* [Mather e Kelsall \(1980\)](#), [Greason et al. \(2012\)](#), [Collaboration \(2005\)](#)

Satélite	COBE (1990)	WMAP (2001)	Missão Planck (2009)	
Órbita	900	Ponto Lagrangiano 2 (L2)	Ponto Lagrangiano 2 (L2)	km
Velocidade de Rotação	0,8	0,464	1	rpm
Direção do eixo de rotação (Em relação ao Sol)	90	22,5	10	°
Massa total	1180	840	1912	kg
Alimentação	300	419	1300	Watts
Local de Lançamento	Califórnia	Cape Canaveral	Guiana Francesa	°
Tempo de Missão	12	27	18	meses

A primeira coisa que pode ser observada na Tabela 1 é a diferença das órbitas de operação das missões. A missão *COBE* contou com uma órbita polar e sol-síncrona onde o sistema de carga paga do satélite estava direcionado de forma oposta à Terra e normal ao Sol para que fosse possível minimizar as interferências das radiações vindas do Sol, Terra e Lua ([MATHER; KELSALL, 1980](#)).

As missões *WMAP* e *The Planck* tiveram a sua órbita de operação no ponto Lagrangiano 2 (L2), que é um ponto de equilíbrio gravitacional onde não há aceleração do corpo orbitante. Essa órbita foi escolhida pois é possível proteger a carga paga do satélite das radiações vindas do Sol, Terra e Lua, diminuindo as possíveis interferências que podem ser causadas. O ponto L2 também é um local de estabilidade térmica, sendo possível resfriar e manter os sensores dentro da faixa de temperatura de operação com a

sensibilidade necessária para realizar as medições (GREASON et al., 2012). Os satélites dessas missões foram posicionados de forma a manter constante a incidência da radiação do Sol nas placas solares e permitindo que o satélite operasse durante seu tempo de missão.

O satélite da missão *COBE*, (NASA), continha três instrumentos: *Differential Microwave Radiometers DMR*, utilizado para medir e mapear o espectro de potência RCF, *Diffuse Infrared Background Experiment (DIRBE)*, para medir a radiação infravermelha das fontes externas de radiação (poeira estelar, plano da galáxia e estrelas) e *Far Infrared Absolute Spectrophotometer FIRAS*, utilizado para medir o espectro de distribuição da RCF e compará-lo ao espectro de distribuição de um corpo negro ideal e determinando a temperatura do Universo. A carga paga da missão era protegida por um escudo térmico cônico e a radiação chegava diretamente nos instrumentos (MATHER; KELSALL, 1980).

A carga paga do satélite da missão WMAP (NASA), chamado de observatório, possuía um sistema ótico (telescópio Gregoriano) responsável pela captação e transmissão da mesma até o plano focal, onde estavam os radiômetros responsáveis por medir e mapear as anisotropias da RCF (GREASON et al., 2012), (BENNETT et al., 2003).

Por fim, a carga paga do satélite utilizado na missão *The Planck* (ESA) também possuía um sistema ótico (telescópio refletor) para captação e transmissão da radiação até o plano focal, onde se encontravam os instrumentos de baixa e alta frequência, *Low Frequency Instrument (LFI)* e *High Frequency Instrument (HFI)*, responsáveis por medir tanto o espectro de potência da RCF quanto os modos de polarização da mesma (CLEMETS, 2017), (COLLABORATION, 2005). Na Tabela 2, então apresentadas os instrumentos e detectores utilizados em cada missão, assim como as bandas de frequência de cada uma. Como os requisitos e restrições das missões eram muito similares, os instrumentos e detectores de cada missão também eram.

Tabela 2 – Informações da carga paga das missões *COBE*, *WMAP* e *The Planck Mission* Mather e Kelsall (1980), Hauser (1998), Greason et al. (2012)

Satélite	Instrumento	Tipo do Instrumento	Detectores	Bandas de Operação (GHz)
COBE	<i>DMR</i>	Radiômetro	Mixer de Diodo	31,5, 53 e 90
	<i>DIRBE</i>	Telescópio Gregoriano	Fotodiodo Fotocondutores Bolômetro	$5,95 \times 10^{13}$ - $8,19 \times 10^{12}$ $1,35 \times 10^{13}$ - $9,74 \times 10^{11}$ $6,05 \times 10^{11}$ - $4,95 \times 10^{11}$
	<i>FIRAS</i>	Interferômetro de Michelson	Bolômetro	60 - $600^* \mu m$
WMAP	Sistema ótico	Telescópio Gregoriano	-	Captação da Radiação
	Sistema Radiométrico	Radiômetro	Transistores de Alta Mobilidade Eletrônica (HEMT)	20-25, 28-36, 35-46, 53-69, 82-106
Missão Planck	Sistema ótico	Telescópio Refletor	-	Captação da Radiação
	<i>LFI</i>	Radiômetro	HEMT	28,4, 44,1 e 70,4
	<i>HFI</i>	Bolômetros	Absorvedor de Radiação	100, 143, 217, 353, 545 e 857

Duas coisas importantes devem ser observadas pela Tabela 2: na coluna Bandas de Operação, é possível perceber que o número de bandas aumentou em relação a cada missão, assim como seus valores nominais. Como o pico de emissão da RCF é no espectro em micro-ondas, a instrumentação desenvolvida para as missão tem que contemplar as frequências em micro-ondas (0,3 à 300 GHz). Entretanto, existem diversos tipos de radiação no Universo que são emitidas em diferentes comprimentos de onda e que podem causar erros nas medidas da RCFM e, por isso, se torna necessário definir a faixa de operação da instrumentação da missão principalmente em relação às principais fontes de radiação externa, que também chegam ao satélite, e que seus espectros estejam bem definidos para que seja possível diferenciar e separar as fontes de radiação coletadas.

A segunda coisa que deve ser observada é em relação ao projeto das cargas pagas das missões *WMAP* e *The Planck*: que são bastante similares, compostas por um sistema ótico responsável por captar a radiação e transmiti-la até o plano focal onde se encontravam os instrumentos e detectores responsáveis por realizar as medições da mesma. Essa configuração foi adotada, pois permitia que os instrumentos responsáveis por medir a RCF ficassem isolados dentro da estrutura da carga paga da missão e fazendo com que eles pudessem operar em temperaturas mais baixas, diminuindo os erros sistemáticos causados tanto pelas variações térmicas quanto por radiações vindas de outras fontes de radiação (GREASON et al., 2012). Também é possível perceber que os instrumentos e detectores utilizados para a medição da radiação foram do mesmo tipo: radiômetros e bolômetros.

Na Figura 1 estão apresentados os mapas de temperatura para cada missão.

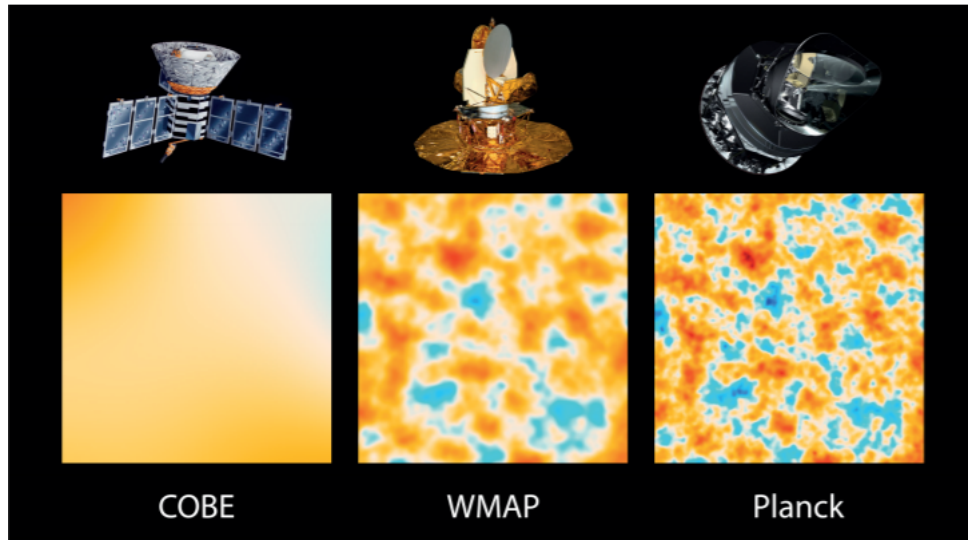


Figura 1 – Resultados dos mapas anisotrópicos das missões *COBE*, *WMAP* e *The Planck Mission* (CLEMENTS, 2017)

Em relação a escala de temperatura dos mapas apresentados, temos que os mapas resultantes das missões *COBE*, *WMAP* e *The Planck Mission* variam, respectivamente, de $-100\mu K$ à $+100\mu K$, $-200\mu K$ à $+200\mu K$ e $-300\mu K$ à $+300\mu K$. Ou seja, a escala angular, resolução espacial e sensibilidade dos instrumentos, assim como as estratégias adotadas para minimizar os erros sistemáticos causados pela variação térmica e fontes de radiação externas mostraram ser um diferencial na missão.

Dessa forma, serão adotadas as mesmas configurações, tal como órbita, módulo de carga paga e instrumentos utilizados da missão *The Planck Mission* para o projeto de missão proposto neste trabalho. Descreveremos, de forma mais detalhada as informações da missão *The Planck*, tal como o sistema de carga paga (instrumentos utilizados, disposição), bandas de frequência, temperatura de operação e órbita.

2.2 Missão Planck

A Missão Planck foi a última missão espacial concebida e realizada para medir e mapear o espectro de potência e anisotropias da RCF. Além de gerar mapas de distribuição com maior precisão do que as missões anteriores, a missão *The Planck* também tinha como "objetivo principal determinar a geometria e conteúdo do Universo e confirmar quais teorias de surgimento e evolução do Universo estariam corretas (COLLABORATION, 2005). Sendo assim, a missão *The Planck* encerrou a era de estudos do espectro de potência e anisotropias da RCF, mas iniciou a era de observação dos modos de polarização da RCF.

De acordo com Clements (2017) e Collaboration (2005), os requisitos da Missão Planck eram:

1. Alta resolução angular: mapear o céu e detectar flutuações e anisotropias em escalas angulares menores que 5° .
2. Alta sensibilidade nos sensores: medir a variação do espectro da RCF com sensibilidade instrumental de $\frac{\Delta T}{T} = 2,5 \times 10^{-6}$.
3. Mapear todo o céu por um período de 18 meses.
4. Alta resolução espectral para diferenciar as radiações externas que chegam aos sensores.

O satélite era dividido em dois módulos, sendo: módulo de carga paga, onde se encontravam os instrumentos responsáveis pela captação da radiação, proteção térmica e resfriamento dos sensores e detectores responsáveis por medir a RCF e módulo de serviço, que continham os sistemas (elétrico, telemétrico, de comunicação e propulsivo), responsáveis por manter o módulo de carga paga operante durante a missão (CLEMETS, 2017). O satélite Planck pode ser visto na Figura 2.

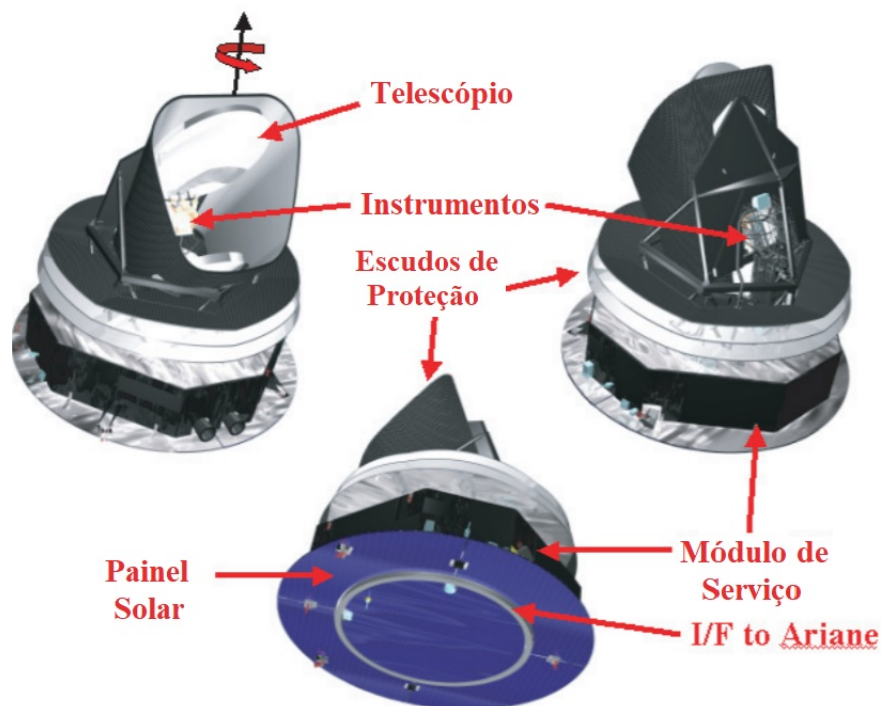


Figura 2 – Esquemático completo do satélite *Planck* (COLLABORATION, 2005).

Vale dizer que o satélite *Planck* era extremamente complexo. Entretanto, por este projeto se limitar à análise da carga paga dentro do espectro em micro-ondas e, por ela ser o foco deste trabalho, os outros sistemas não serão abordados de forma detalhada.

Na Tabela 3, estão apresentadas as configurações gerais adotadas para a missão *The Planck*.

Tabela 3 – Configurações gerais da Missão *Planck* (Tauber, J. A. et al., 2010)

Propriedade	Configuração	
Diâmetro	4,2	m
Altura	4,2	m
Massa Total (lançamento)	1912	kg
Alimentação	1300	Watts
Tempo de operação	18	Meses
Taxa de rotação em torno do eixo de simetria	1	rpm
Ângulo máximo entre o eixo de rotação e o Sol	10	°
Ângulo máximo entre o eixo de rotação e a Terra	15	°
Ângulo máximo entre o eixo de rotação e a antena	85	°
Capacidade máxima de armazenamento de dados (On board)	32	GBit
Taxa de transmissão de dados	1,5	Mbps
Período de contato	3	h

2.2.1 Bandas de Operação

Na Tabela 2, estão apresentados os instrumentos, os detectores e as suas bandas de operação. Para determinar as bandas de frequência da missão, é preciso entender quais são as principais radiações que chegam ao satélite, como elas podem interferir nas medições da RCFM e como minimizar os erros nas medidas da radiação cósmica de fundo.

O Universo possui diversos tipos de radiações que estão sendo emitidas a todo instante pelos corpos celestes. Essas radiações possuem diversas frequências que vão desde o comprimento de ondas mais baixas (ondas de rádio) ao comprimento de ondas mais altas (raios gama), e chegam à Terra de forma mais ou menos intensa. Sendo assim, as bandas de frequência foram definidas de forma a minimizar possíveis interferências causadas por fontes de radiação externa. Na Figura 3, estão apresentadas as principais fontes radiações externas, em função da frequência e intensidade, e as bandas de frequência projetadas para a carga paga da missão.

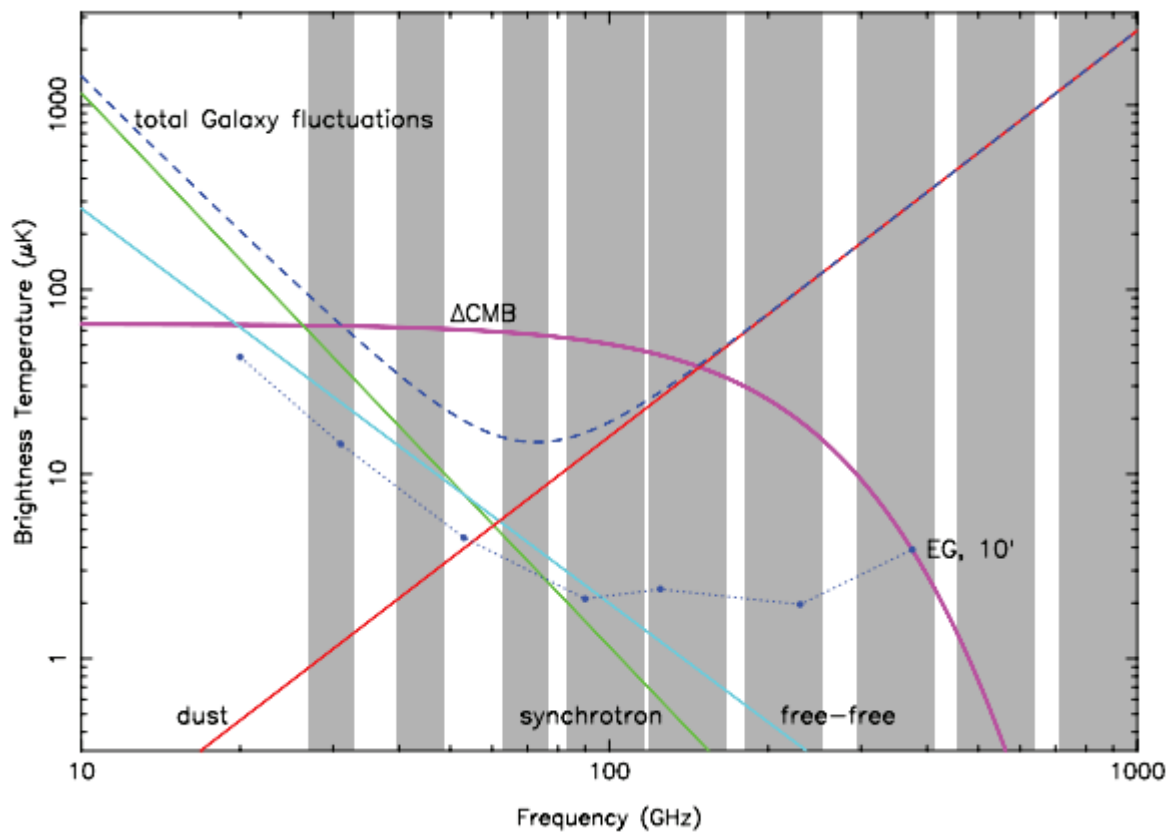


Figura 3 – Principais fontes de radiação externa e bandas de frequência utilizadas da missão *Planck* (COLLABORATION, 2005)

As principais fontes de radiação externa então dentro da Via Láctea e são: poeira estelar, livre-livre, síncrotron, EG, $10''$, flutuações galáticas e radiação cósmica de fundo em micro-ondas, sendo que as emissões variam, em frequência, de 10 à 1000 GHz. Ou seja, para determinar as bandas de operação dos instrumentos da missão, é preciso entender em quais bandas de frequência a radiação medida está distribuída. Na Figura 3, analisando a distribuição da RCFM (ΔCMB , linha roxa), podemos ver que ela possui a intensidade de radiação constante na banda 50 - 200 GHz de frequência. A carga paga da missão The Planck contou com 9 bandas de frequência, representadas pelas faixas cinzas na Figura 3, variando de 28,4 à 857 GHz.

2.2.2 Carga Paga

O módulo de carga paga é composto por um telescópio de 1,5m de diâmetro com dois refletores elípticos, primário e secundário, responsáveis por captar e refletir a radiação até o plano focal, onde estão os pares de antenas responsáveis por transmitir a radiação até os detectores, compostos por pares de radiômetros e bolômetros. Cada antena foi projetada para permitir que apenas os comprimentos de onda referentes à sua banda de frequência fossem transmitidos aos seus respectivos sensores.

Além dos sensores em si, o módulo de carga paga também era composto por um escudo de proteção térmica em torno do telescópio responsável por proteger os sensores de radiações térmicas que pudessem interferir, de alguma forma, nas medidas e pelo resfriamento passivo do sistema. O módulo de carga paga também era composto por um escudo térmico tipo *V-Groove* responsável por isolar os módulos de carga paga do de sistemas. Os sensores operavam em temperaturas diferentes e, por isso, o resfriamento foi realizado de forma passiva e ativa.

Os instrumentos utilizados na carga paga do satélite foram divididos em relação às bandas de operação, sendo:

1. *Low Frequency Instrument (LFI)*: conjunto de radiômetros responsáveis por medir a RCF nas bandas 22,4, 44,1 e 70,4 GHz, multifrequência, divididos em 22 canais e do tipo *low noise*. Os detectores utilizados foram do tipo *HEMT*.
2. *High Frequency Instrument (HFI)*: responsáveis por medir a RCF nas bandas 100, 143, 217, 353, 545 e 857 GHz.

Os IAF são compostos por 52 detectores do tipo bolômetros, divididos em polarizados e não polarizados (que são determinados pela sua configuração de grade). O esquemático do instrumento pode ser visto na Figura 4.

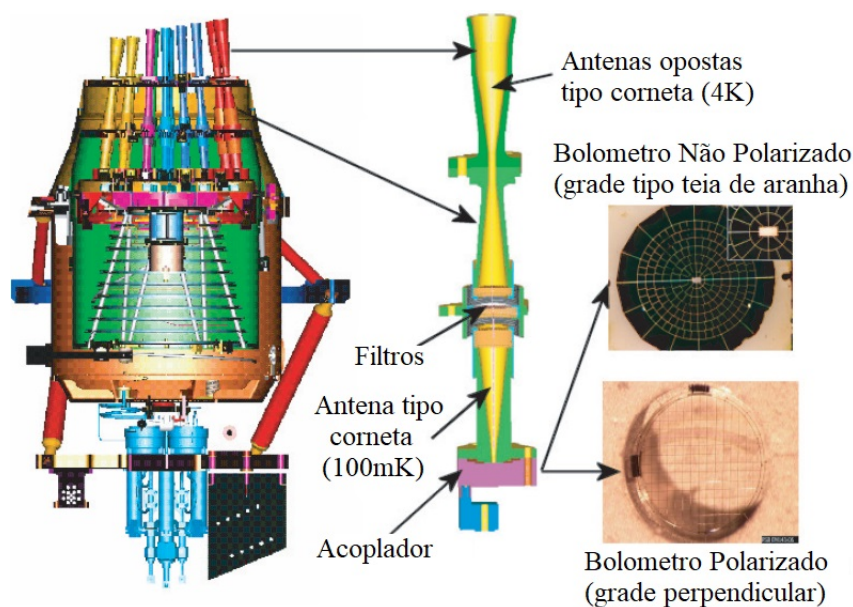


Figura 4 – Esquemático do IAF e configuração dos bolômetros em relação à polarização. Fonte: (COLLABORATION, 2005) (Traduzido).

A radiação chega ao plano focal onde é captada pelas antenas conjugadas (e opostas), onde, antes de chegar às grades, passa por um filtro pela banda, responsável por filtrar, novamente, o sinal. O sinal então chega ao bolômetro através de uma outra, também, tipo corneta. As antenas conjugadas possuem temperatura de 4K,

enquanto a antena após o filtro e o bolômetro possui a temperatura de operação de 0,1K. Ao chegar às grades, a radiação eletromagnética é absorvida pelas grades e sua saída é o aumento de temperatura de um termômetro acoplado ao bolômetro.

A Tabela 4 apresenta as configurações dos sensores utilizados na missão *Planck*.

Tabela 4 – Tabela de especificações instrumentais (COLLABORATION, 2005)

Características Instrumentais	IBF			IAF						
	Frequência	28,4	44,1	70,4	100	143	217	353	545	857
<i>FWMH</i>	32,2	27	13,2	9,7	7,2	4,9	4,9	4,7	4,2	Arcomin
Comprimento de Banda	20	20	22	33	30	33	28	31	30	%
Sensibilidade	2,5	2,7	3,5	1,29	0,55	0,78	2,56	0,78	0,72	μ K

Na Figura 5 é possível ver o plano focal e antenas responsáveis por transmitir a radiação aos sensores.

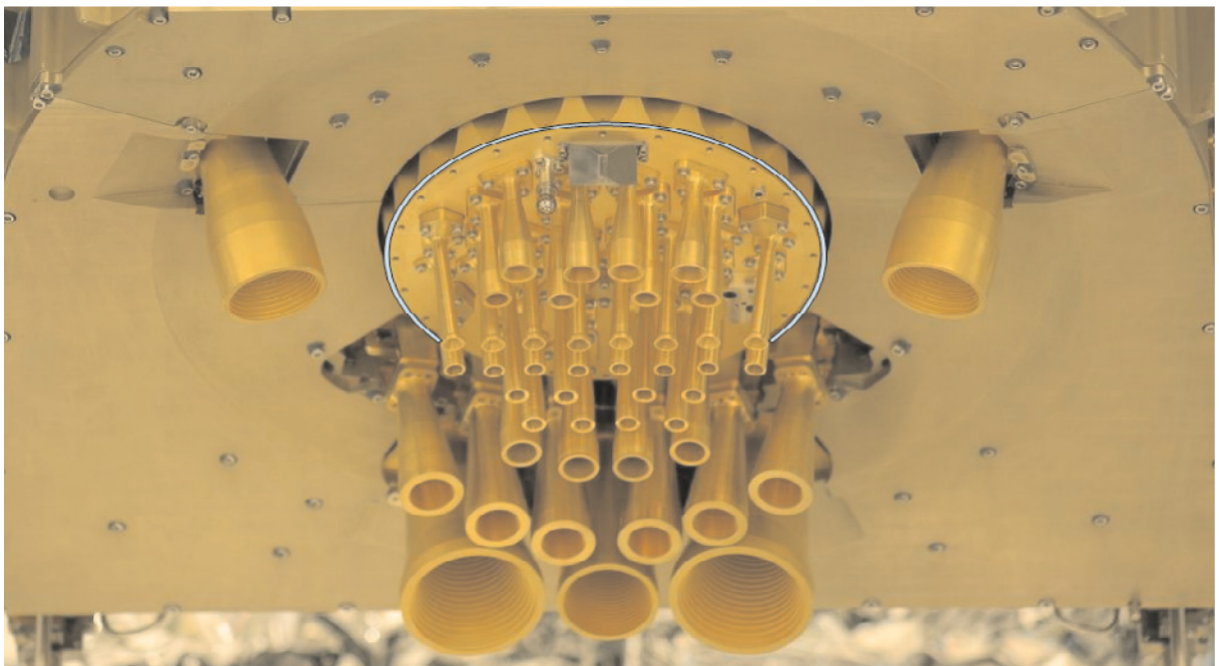


Figura 5 – Unidade do Plano Focal. Os pares de antenas dentro do círculo azul são referentes ao IAF enquanto os pares de antena externas são referentes aos IBF. Fonte: (TAUBER, 2009)

2.2.3 Resultados *The Planck Mission*

Os valores nominais das bandas de frequências foram escolhidas em função dos diversos tipos de radiação que estão presentes no espaço e os mapas resultantes da missão, para cada banda de frequência, podem ser vistos na Figura 6.

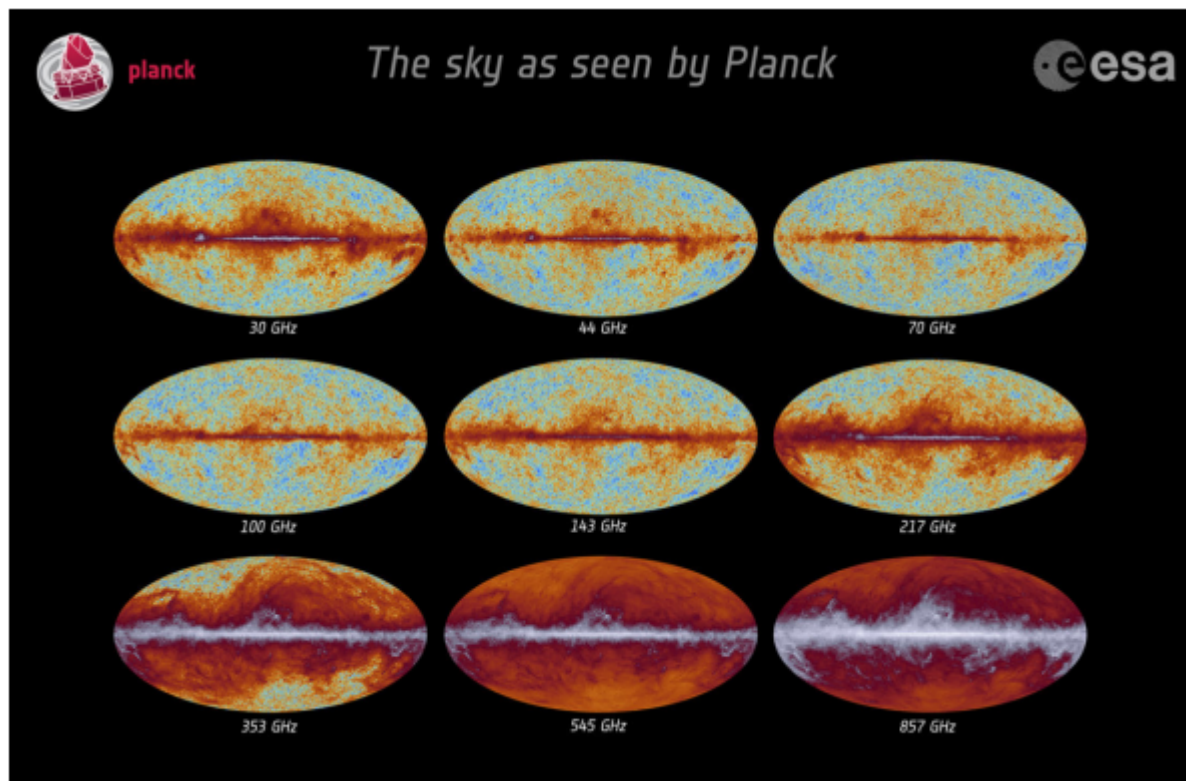


Figura 6 – Mapa da Radiação Cósmica de Fundo em função das diversas bandas de frequência (PLANCK COLLABORATION,)

Analisando os mapas da Figura 6 e as bandas de frequência de missão apresentados no gráfico da Figura 3, percebe-se que, para as frequências de 30GHz, tem-se uma imagem com uma luz central muito forte, essa luz é referente ao plano da galáxia (linha pontilhada azul), onde nessa frequência ela é dominante sobre as outras.

Para as frequências que vão de 44 à 217 GHz, é possível ver mapas mais limpos, com cor azulada, que são referentes às medidas da RCFM. Não há interferência de outros tipos de radiação, entretanto, apesar do mapa de 217GHz ainda ser a captação em microondas, já é possível ver o aumento da intensidade da luz central, que agora é relacionada à radiação originada pela poeira estelar, que se estende aos mapas de frequência 353, 545 e 857 GHz, onde há uma dominância total desse tipo de radiação. O mapa anisotrópico final da RCF em micro-ondas é gerado a partir da "separação dos componentes" das diversas radiações e pode ser visto na Figura 7.

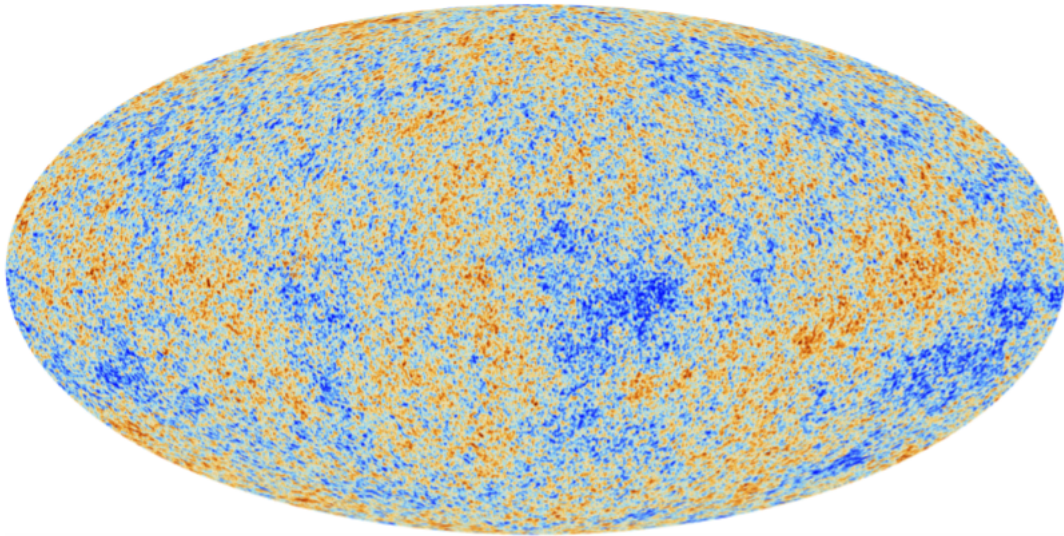


Figura 7 – Mapa da final da RCF em micro-ondas ([CLEMENTS, 2017](#))

Na Figura 7, está apresentado o mapa anisotrópico da RCF que permeia todo o Universo e é o limite observável por ondas eletromagnéticas. A partir das medidas realizadas pela missão *The Planck* foi possível determinar, com maior precisão, o valor de parâmetros cosmológico, tais como a constante H_0 e os valores das densidades críticas de energia e matéria e idade do Universo.

2.3 Órbita de missão

Uma das formas de minimizar os erros sistemáticos e térmicos causados pelas radiações vindas do Sol, da Terra e da Lua, foi utilizar o ponto L2 e a órbita de *Lissajous* como a órbita operacional do satélite ([COLLABORATION, 2005](#)).

Os pontos Lagrangianos são pontos de equilíbrio gravitacional em um sistema de 3 corpos (Sol-Terra e satélite), onde a força centrípeta do satélite o mantém em órbita no sistema Sol-Terra. O ponto L2 está localizado a 1,5 milhões de km da Terra, na direção oposta ao Sol, que mantém o satélite sempre protegido dos raios solares. Na Figura 8, é possível ver os quais são os 5 pontos Lagrangianos do sistema Sol-Terra.

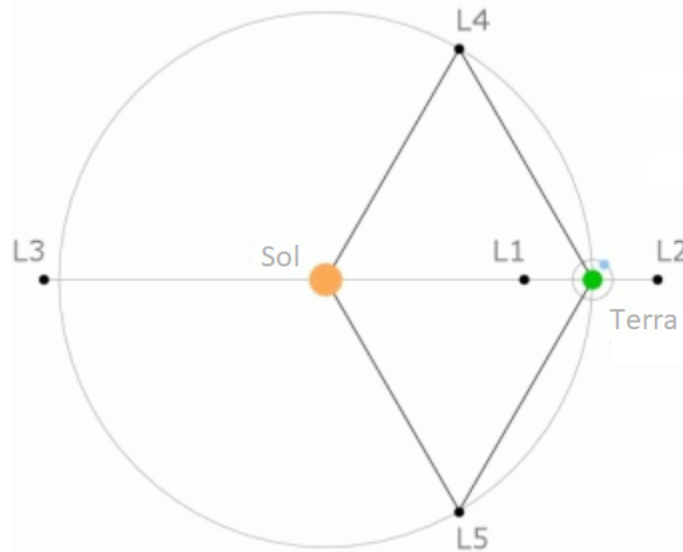


Figura 8 – Representação dos pontos Lagrangianos no sistema Sol-Terra (EUROPE SPACIAL AGENCY,)

O posicionamento do satélite na órbita também foi projetado de forma a minimizar os erros sistemáticos causados pela radiação solar em relação aos ângulos máximos entre o eixo de rotação do satélite e o Sol, Terra e visada do telescópio.

Em relação ao eixo de rotação e Sol, o satélite precisou ficar posicionado de forma a manter constante a incidência da radiação solar nas placas solares para manter os sistemas operantes. Já em relação à Terra, foi preciso posicioná-lo de forma a permitir o contato entre o satélite e a Terra. A carga paga foi posicionada na direção oposta ao Sol, fazendo que os instrumentos utilizados ficassem ainda mais protegidos contra a radiação solar e atingissem as temperaturas de operação (Tauber, J. A. et al., 2010), (CLEMETS, 2017).

2.3.1 Lançamento

O satélite *The Planck* foi lançado da Guiana Francesa no dia 14 de maio de 2009, a bordo do satélite Ariane 5 que desacoplou o satélite em uma órbita baixa do tipo *Geostationary Transfer Orbit* (GTO). Foram realizadas três grandes manobras orbitais para que o satélite chegasse à sua órbita de operação, sendo a primeira para fazer pequenas correções orbitais do satélite na sua órbita inicial, a segunda para enviá-lo ao ponto L2, e a terceira para inseri-lo na órbita de *Lissajous*. O período de viagem, resfriamento dos componentes comissionamento do satélite durou em torno de 3 meses e dia 12 de agosto ele começou a fazer a leitura do céu (Planck Collaboration et al., 2011), (Planck Collaboration et al., 2014).

Na Figura 9, é possível ver a trajetória do satélite da missão *The Planck* até a sua inserção na órbita de *Lissajous* em torno de L2.

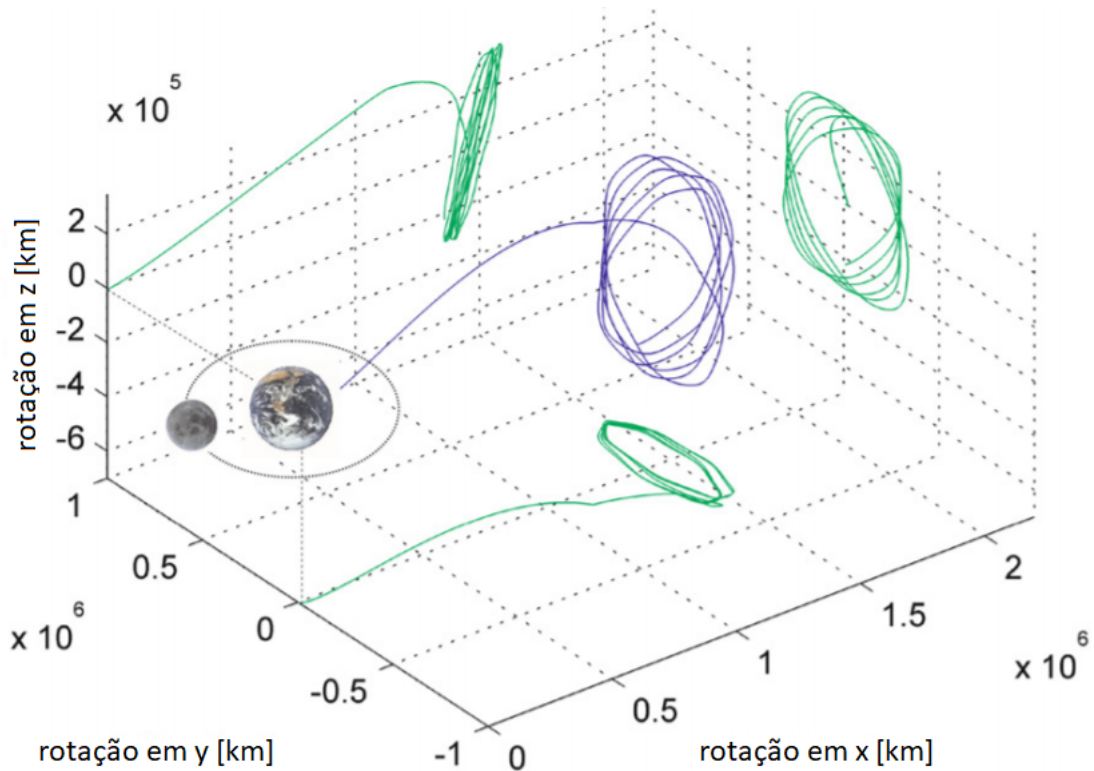


Figura 9 – Trajetória do satélite *The Planck* desde a sua órbita inicial até a órbita final (*Lissajous*) utilizando a Lua como estilingue gravitacional (COLLABORATION, 2005)

Nas Figuras 10, 11 e 12, é possível ver a trajetória do satélite em relação aos planos XY, XZ e YZ, respectivamente, indicando, também, quando as principais manobras orbitais foram realizadas, indicadas pelos pontos quadráticos.

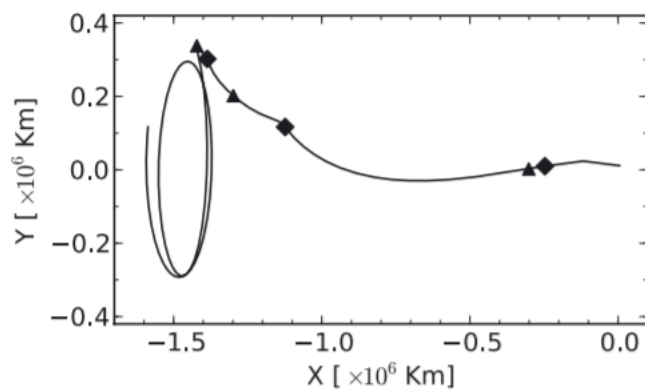


Figura 10 – Órbita de transferência do satélite *Planck* visto do plano XY

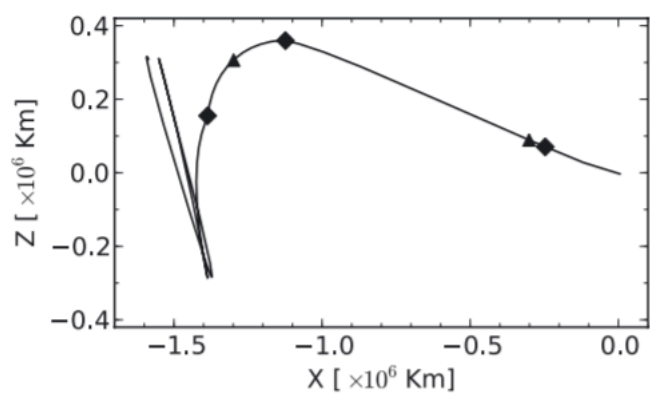


Figura 11 – Órbita de transferência do satélite *Planck* visto do plano XZ

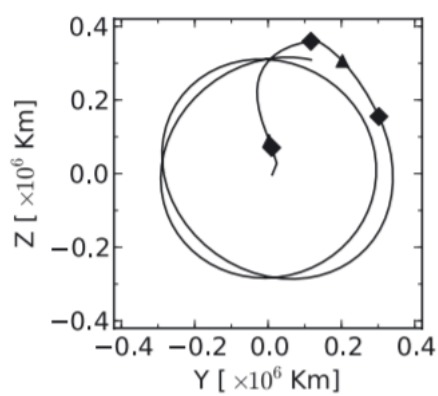


Figura 12 – Órbita de transferência do satélite *Planck* visto do plano YZ

3 Radiação Cósmica de Fundo

A Radiação Cósmica de Fundo é a radiação eletromagnética remanescente do MCP, *Big Bang*, que permeia todo o Universo. Observada de forma acidental pelos cientistas Arno Allan Penzias e Robert Woodrow Wilson, em 1964, ao mesmo tempo em que um grupo de cientistas liderado por Robert Dicke previa, de forma teórica, a sua existência e procuravam meios de realizar experimentos que pudessem detectá-la. Possui o espectro de radiação de um corpo negro, atualmente é o objeto com a distribuição de espectro mais próxima à de um corpo negro ideal, sendo que esse tipo de distribuição só é possível devido a um Universo primordial extremamente quente (SMOOT; SCOTT, 1997).

Ainda de acordo com Smoot e Scott (1997), após o surgimento do *Big Bang* e até, aproximadamente, 400.000 anos após, a densidade de matéria, energia e temperatura eram extremamente altas, e a matéria e a radiação estavam interligadas tornando o universo opaco e impedindo a formação de elementos químicos mais leves devido à alta taxa de ionização dos átomos.

Com a expansão do universo, as densidades de matéria, energia e temperatura diminuíram de forma a desassociar a alta interação entre radiação e matéria, permitindo que os fótons pudessem viajar de forma livre no espaço e que os átomos dos elementos químicos mais leves permanecessem neutros. Esse período é conhecido como recombinação e é a partir dele que o Universo se tornou transparente. É conhecido como o limite do Universo observável, via ondas eletromagnéticas para nós. Dessa maneira, a RCF é considerada um fóssil e um canal de respostas para um Universo jovem e primitivo.

A missão *COBE*, mediu o espectro de distribuição da RCF pelo instrumento *FI-RAS* obtendo a curva de emissão apresentada na Figura 13.

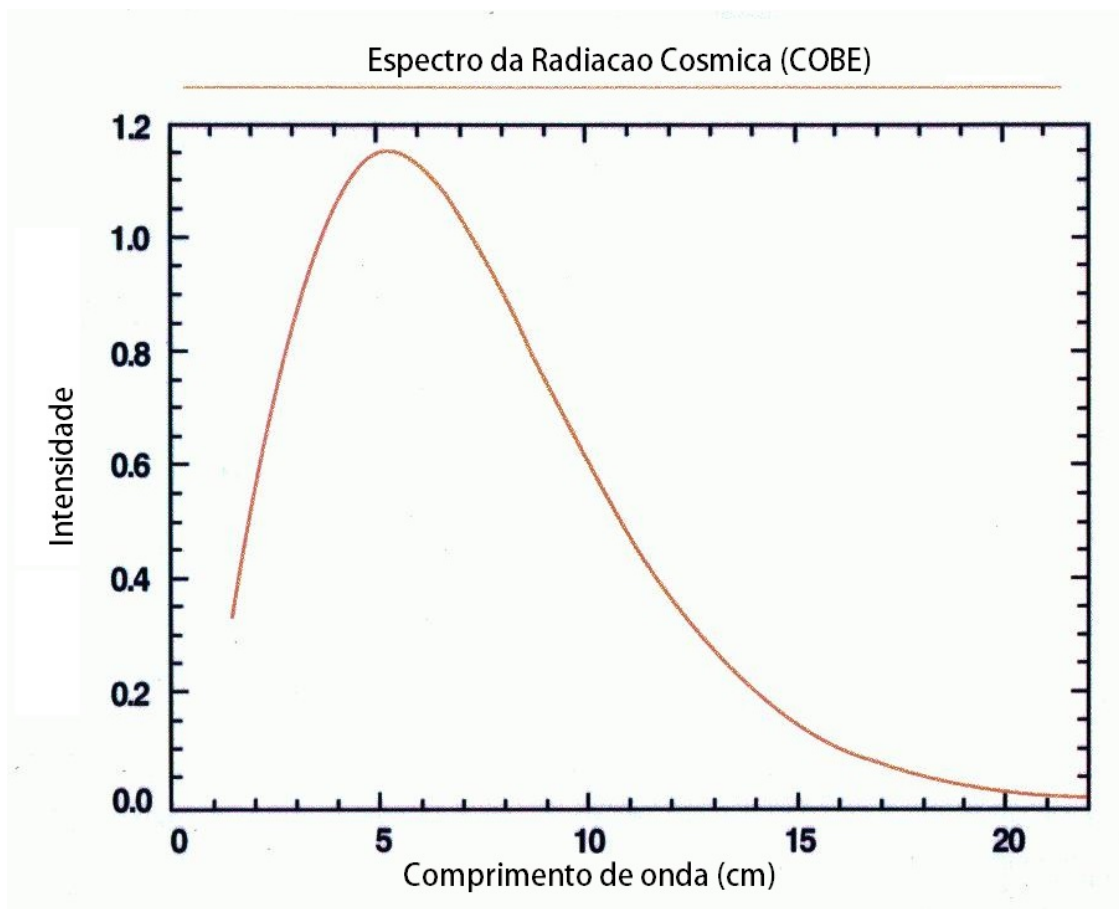


Figura 13 – Espectro de distribuição da Radiação Cós mica de Fundo medida pela missão *COBE - FIRAS* (COSMIC...).

Um Corpo Negro (CN) é definido como "um perfeito emissor e absorvedor de radiação", ou seja, absorve e emite radiação em todos os comprimentos de onda. A sua emissão se dá de forma isotrópica, ou seja, é constante em todas as direções (ÇENGEL; GHAJAR, 2011).

Existem três Leis utilizadas no estudo dos CNs e, a partir delas, é possível relacionar as radiações eletromagnética e térmicas que são emitidas pelo corpo. São elas: Lei de *Stefan-Boltzmann*, Lei de Planck e Lei de deslocamento de *Wien*.

A partir da Lei de Stefan-Boltzmann, é possível calcular a potência emissiva de um corpo negro (E_b) através da Equação 3.1.

$$\epsilon_b(T) = \sigma T^4 \quad \left[\frac{W}{m^2} \right] \quad (3.1)$$

Onde $\sigma = 5,670 \times 10^{-8} \frac{W}{m^2 K^4}$ é a constante de Stefan-Boltzmann e T é a temperatura absoluta em K.

A Lei de Planck se assemelha à Lei de Stefan-Boltzmann, entretanto, ela trata da potência espectral emissiva de um corpo negro, ou seja, "a quantidade de energia de

radiação emitida pelo corpo negro a uma temperatura termodinâmica T por unidade de tempo, por unidade de área e por unidade de comprimento de onda sobre o comprimento de onda λ (ÇENGEL; GHAJAR, 2011). Ela é descrita pela Equação 3.2.

$$E_{b\lambda} = \frac{C_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{C_2}{\lambda T}) - 1]} \quad \left[\frac{W}{m^2 \mu m} \right] \quad (3.2)$$

Onde $C_1 = 3,7417 \times 10^8 \frac{W \cdot \mu m^4}{m^2}$, $C_2 = 1,4387 \times 10^4 \mu m \cdot K$, T é a temperatura absoluta em K e λ é o comprimento de onda espectral em questão.

A última Lei para este trabalho, é a Lei deslocamento de Wien, que nós dá uma boa aproximação para corpos em altas frequências, que permite que seja determinada a temperatura máxima de um corpo em função do comprimento de emissão de pico máximo daquele corpo. A Lei de Wien é descrita pela Equação 3.3.

$$T_{máx} = \frac{2898}{\lambda_{máx}} \quad [\mu m] \quad (3.3)$$

A partir das medidas realizadas pelo *FIRAS* na missão *COBE*, foi possível calcular a temperatura da RCF, em função do seu comprimento de pico, que é dentro do espectro do micro ondas. A temperatura do Universo, calculada pelo seu espectro de emissão, foi de $T = 2,725 \pm 0,002K$.

3.1 Anisotropias da RCF

Acreditava-se que a RCF era isotrópica, ou seja, que a sua distribuição de espectro era uniforme em todas as direções. Entretanto, na missão *COBE*, foram detectadas anisotropias, ou seja, variações distribuição de espectro da RCF.

Elas são pequenas perturbações na densidade de energia e matéria que estão relacionadas ao surgimento das grandes estruturas no Universo, tais como galáxias, estrelas e planetas. Para o espectro de potência, as anisotropias estão na ordem de 10^{-5} .

As anisotropias são calculadas nos domínios $0 > \theta > 2\pi$ e $0 > \phi > \pi$, utilizando os esféricos harmônicos, descritos pela Equação 3.4 que define a potência da radiação em termos de pequenas escalas angulares.

$$T(\theta, \phi) = \sum_{lm} a_{lm} Y_{lm}(\theta, \phi) \quad (3.4)$$

3.2 Decaimento de temperatura da RCF

A partir da curva de emissão espectral da RCF obtida pela Missão *COBE*, foi possível calcular a intensidade do espectro de potência (temperatura) da RCF. Sabendo

que ela é um CN, é possível prever a sua curva de decaimento e determinar a temperatura do Universo em qualquer período do tempo no futuro. Pode-se fazer uma "Lei do Planck" ao contrário, onde a partir da temperatura, descobre-se o comprimento de onda máximo naquele ponto e tempo.

Entretanto, para isso, parte-se da variável temperatura para determinar o tempo, enquanto precisamos, na verdade, saber qual o tempo mínimo necessário para que seja possível detectar uma variação significativa na intensidade do espectro de potência da RCF.

Lange e Page (2007) fez um estudo sobre o decaimento do espectro da RCF em função da expansão do Universo. Em sua palestra durante o *47th ESLAB Symposium: The Universe as seen by Planck* (2013), onde ele prevê que, em torno de 100 anos, seja possível detectar as mudanças na intensidade do sinal e, conseqüentemente, medir a temperatura do Universo novamente. A importância dessa medida está no fato de provar, experimentalmente, o resfriamento do Universo, como é previsto pelo MCP.

4 Mecânica Celeste

O céu sempre foi um objeto de estudo e análise do homem. Diversas teorias, desde a Grécia antiga, foram elaboradas para explicar a sua origem e o funcionamento dos corpos no céu. A percepção e a forma do homem de observar o Universo mudou ao longo do tempo e, assim, ele já foi explicado de diversas maneiras: da religião à ciência, dos deuses à física. O olhar do homem evoluiu junto com a sua capacidade de observar e teorizar os fenômenos observados nesse grande laboratório a céu aberto.

A construção da história e do desenvolvimento das teorias sobre o Universo foi lenta, principalmente, porque tentavam encaixar o movimento dos planetas em relação a Terra considerando o modelo geocêntrico, porém sempre sem sucesso. A Astronomia Moderna surgiu com Nicolau Copérnico (1473 - 1573) que, apesar de não ter sido a primeira pessoa a teorizar o modelo heliocêntrico, o publicou em 1573 pela sua obra "*De Revolutionibus Orbium Coelestium*". Nela, Copérnico publicou um desenho esquemático das órbitas dos planetas, com o Sol no centro e os planetas com órbitas circulares, além de cálculos sobre as distâncias dos planetas, agora em relação ao Sol e não à Terra, além de descrever seus períodos siderais, explicando também os movimentos retrógrados dos planetas mais externos ([MOYSES, 2002](#)).

Copérnico abriu as portas da nova Astronomia, que agora é desenvolvida a partir do movimento planetário em torno do Sol. A mecânica celeste para ser desenvolvida dentro do modelo heliocêntrico precisou de novas teorias e Leis que justificassem o movimento dos astros em torno do Sol. Três grandes cientistas foram responsáveis pela confirmação do movimento dos planetas em relação ao Sol e não deles em relação à Terra: Galileu Galilei, Johannes Kepler e Isaac Newton.

Galileu Galilei foi pioneiro do estudo da relatividade. Um dos argumentos que justificava a estaticidade da Terra no Universo era, justamente a falta da percepção dos efeitos do movimento da superfície da Terra. Galileu percebeu que o movimento dos corpos é sempre descrito em relação ao observador, que precisa descrevê-lo em relação a um sistema de referência. Parte dessa ideia se deu quando Galileu observou, pela primeira vez, as Luas de Júpiter ao apontar uma luneta para os céus e ver um sistema totalmente independente da Terra. Johannes Kepler, que corrigiu a geometria das órbitas circulares e desenvolveu as leis da dinâmica orbital que descrevem, com precisão, o movimento dos corpos no Universo, além de justificar os movimentos retrógrados (principalmente de Marte) e, por fim, Isaac Newton, pai da mecânica clássica, que desenvolveu as três Leis fundamentais da dinâmica dos corpos e a Lei da Gravitação Universal.

As Leis desenvolvidas por Kepler e Newton explicam e preveem o movimento dos

corpos e astros do céu e, com considerações específicas, descrevem o movimento orbital dos corpos sobre a ação das forças gravitacionais atuantes neles. Esses sistemas são conhecidos como problema de n-corpos.

Para este trabalho, em específico, o sistema a dotado é o de 2-corpos, sendo o primeiro, Terra-satélite. A Terra, como corpo principal, é responsável por gerar a força gravitacional atuante no satélite, que a orbita. O satélite será lançado a uma órbita inicial com parâmetros orbitais específicos, que serão modificados em ações chamadas manobras orbitais até que ele atinja os parâmetros orbitais específicos da sua órbita final. Este tipo de artifício é utilizado nas missões espaciais, pois nem sempre é financeiramente viável levar e desacoplar um satélite já na sua órbita final de operação. Desta forma, o conhecimento da mecânica celeste se mostra essencial para a compreensão da dinâmica dos corpos orbitais que serão diretamente aplicadas nas execuções das manobras orbitais que levarão o satélite até a sua órbita final e até o final da sua vida útil.

4.1 Leis da Dinâmica e Gravitação Universal

A partir das Leis desenvolvidas por Kepler e por Newton, é possível modelar matematicamente o comportamento dos corpos no espaço e prever a sua posição ao longo do tempo. É possível, então, deduzi-la da 1ª Lei da Astrodinâmica, que descreve o movimento dos corpos sobre a ação das forças gravitacionais atuantes.

4.1.1 Leis de Kepler

Johannes Kepler, nascido em 1571, em Wail na Alemanha, foi um dos grandes revolucionários da Astronomia. Seguindo as ideias de Copérnico do modelo heliocêntrico, Kepler foi responsável por desenvolver as leis que descrevem a dinâmica orbital dos planetas em torno do Sol e corrigir o modelo proposto por Copérnico. A origem de todo o trabalho de Kepler se dá quando ele consegue um emprego de ajudante do astrônomo dinamarquês Tycho-Brahe, que possuía um dos melhores observatórios da época, onde havia observado e anotado com precisão informações sobre o movimento dos planetas.

Kepler assume o observatório após a morte de Tycho e começa a sua trajetória em solucionar o movimento orbital dos planetas. Após desenvolver as teorias sobre as órbitas dos planetas, Kepler publica dois livros, *Astronomia Nova* (1609) e *Harmonices Mundi* (1619), onde enuncia, empiricamente, as suas três leis, que são tratadas respectivamente como "Lei das órbitas", "Lei das áreas" e "Lei dos períodos" (MOYSES, 2002):

1. Lei das órbitas: "As órbitas descritas pelos planetas ao redor do Sol são elipses, com o Sol em um dos focos"

2. Lei das áreas: "O raio que liga um planeta aos Sol descreve áreas iguais em tempos iguais"
3. Lei dos períodos: "Os quadrados dos períodos de revolução de dois planetas quaisquer estão entre si como o cubo de duas distâncias médias ao Sol"

A Lei dos períodos relaciona, matematicamente, as duas primeiras leis, sendo descrita por 4.1.

$$\left(\frac{T_1^*}{T_2^*}\right)^2 = \left(\frac{R_1}{R_2}\right)^3 \quad (4.1)$$

4.1.2 Leis de Newton

As contribuições de Isaac Newton à ciência e humanidade são, sem dúvida, inestimáveis. Nascido em Woolsthorpe, no ano de 1647, Newton foi um filósofo, matemático e físico que revolucionou a forma como os fenômenos físicos passaram a ser entendidos e explicados. Suas contribuições não se firmaram apenas nas explicações qualitativas desses fenômenos, visto que ele também foi responsável pelo desenvolvimento de algumas ferramentas matemáticas (tal como o Cálculo Diferencial e Integral), e o uso da Geometria para conseguir explicar as suas teorias, que são utilizadas por diversas áreas dentro da ciência exata (MOYSES, 2002).

Uma das grandes heranças de Newton à humanidade, em particular no contexto deste trabalho, se dá pelas sua obra *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica*, também conhecidas como *Principia*. Os livros são divididos em três volumes, sendo os dois primeiros para explicar a natureza do movimento dos corpos e o terceiro para explicar os fenômenos celestes (NEWTON, 2016). As três Leis de Newton, ou Leis da Dinâmica, foram enunciadas no primeiro volume de seu livro:

1. 1ª Lei: "Todo corpo continua em seu estado de repouso ou de movimento uniforme em uma linha reta, a menos que seja forçado a mudar aquele estado por forças aplicadas sobre ele."
2. 2ª Lei: "A variação do momento linear de um corpo é proporcional à força impressa nele, e tem a direção da força"

A 2ª Lei de Newton pode ser formulada, como na Equação 4.2:

$$\vec{F} = \frac{d\vec{p}}{dt} = \frac{d(m\vec{v})}{dt} = m\vec{a} \quad [N] \quad (4.2)$$

3. 3ª Lei: A toda ação há sempre uma reação oposta e de igual intensidade: as ações mútuas de dois corpos um sobre o outro são sempre iguais e dirigidas em sentidos opostos."

4.1.3 Lei da Gravitação Universal

No campo da gravitação, em *Principia*, Newton postulou a gravidade como: "Uma força centrípeta é aquela pela qual os corpos são dirigidos ou impedidos, ou tendem, de qualquer maneira, para um ponto ou centro". Matematicamente, os efeitos da gravidade podem ser medidos em termos da força resultante impressa nos corpos, descritos pela Equação 4.3.

$$\vec{F}_g = -G \frac{M_1 m_2}{r_{12}^2} \vec{r} \quad \left[\frac{Kgm}{s^2} \right] \quad (4.3)$$

Onde M_1 e m_2 são as massas dos corpos no sistema [Kg], r é a distância radial média [m] entre eles e G é a Constante de Gravitação Universal e possui valor dado por 4.4.

$$G = 6,6741184 \times 10^{-11} \frac{m^3}{Kgs^2} \quad (4.4)$$

A Lei da Gravitação Universal de Newton permitiu entender e modelar a atração entre os corpos no espaço, sendo possível relacioná-la, também, à Lei da Ação e Reação, onde ambos os corpos de massa M_1 e M_2 se atraem mutualmente. Entretanto, como o módulo da força gravitacional é proporcional às massas dos corpos, mas inversamente proporcional ao quadrado da distância, apenas corpos extremamente massivos à uma distância relativamente curta (pois estamos tratando de corpos no espaço) têm seus efeitos sentidos, tal como a Terra para nós ou o Sol para os planetas.

4.2 Sistemas de Referência

Intrínseca à observação e análise dos fenômenos físicos relacionados à cinemática dos objetos, está a necessidade de determinar um sistema de referência que permita que estes fenômenos sejam modelados corretamente. A discussão acerca do sistema de referência que serve de palco para observar e descrever o comportamento dinâmico dos objetos é tão necessária quanto o estudo do próprio movimento. Os objetos são espacialmente descritos em espaços tridimensionais e Euclidianos.

Os sistemas de referência podem ser classificados em inerciais e não inerciais. Essa classificação depende da análise do objeto a ser realizada, por isso, não existe uma classificação que seja única e sistemas que sejam puramente inerciais ou não inerciais. Podemos descrever, de forma geral, sistemas inerciais como sistemas fixos e não acelerados (ou que se deslocam com velocidade constante) e sistemas não inerciais como sistemas que se deslocam de forma acelerada (MOYSES, 2002).

É possível exemplificar a diferença entre esses dois sistemas utilizando o planeta Terra e um sistema de referência fixado no seu centro de massa (geocentrado). É possível considerá-lo como inercial quando analisa-se o movimento de um carro que se desloca em relação a um ponto na superfície. Neste caso, é possível desprezar os efeitos do movimento rotacional da Terra e considerá-la fixa no espaço. As forças atuantes no carro são apenas inerciais. Entretanto, quando é preciso analisar o movimento de uma aeronave em voo na atmosfera em relação à superfície, observa-se o surgimento de pseudo-forças inerciais (neste caso, a Força de Coriolis) que surgem devido ao movimento de rotação da Terra e que influenciam no seu deslocamento. Neste caso, para que seja possível descrever de forma correta a posição e deslocamento de uma aeronave em relação à Terra, é preciso considerar seus feitos não inerciais. A pseudo-força de Coriolis é uma força que surge sempre que é necessário descrever o movimento de corpos inseridos em sistemas rotacionais e não exclusiva à Terra. (MOYSES, 2002).

O desenvolvimento teórico deste trabalho é baseado na análise dinâmica de um satélite a partir do sistema de referencia geocentrado e inercial (*Earth Centered Inercial System - ECI*) - pelo sistema de coordenadas IJK. Esse sistema também precisa estar orientado no espaço que, por convenção, é orientado em relação à Constelação de Áries (equinócio vernal ou primavera no hemisfério norte). O sistema *ECI* pode ser visto na Figura 14.

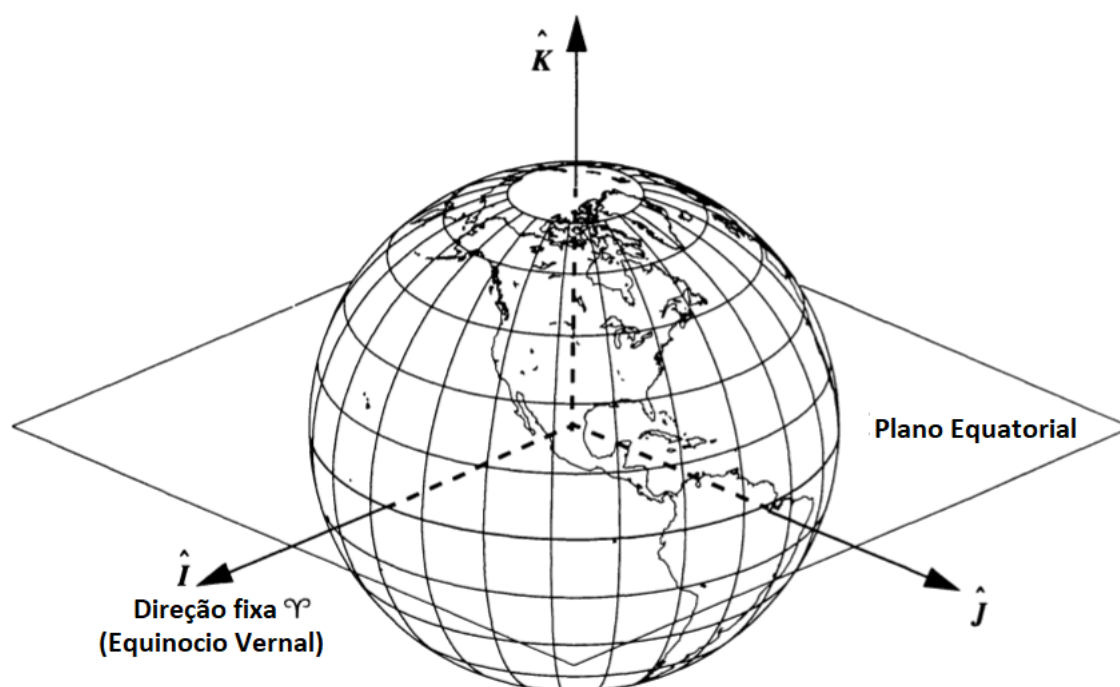


Figura 14 – Sistema de referencia geocentrado e orientado em relação à constelação de Áries (equinócio vernal) (VADALLO, 1997)

A origem do sistema *ECI* coincide com o centro de massa da Terra e plano equa-

torial. O eixo \hat{I} é fixo e orientado em relação à Constelação de Áries e os eixos \hat{J} e \hat{K} são determinados a partir de 90° nas direções leste e norte, respectivamente (VADALLO, 1997).

4.3 Princípio da Equivalência e Campos Gravitacionais

Isaac Newton conseguiu modelar matematicamente e com precisão, como se dão efeitos gravitacionais para objetos e corpos tanto na Terra quanto no Sistema Solar. Entretanto, apesar disso, ele nunca soube explicar a razão pela qual massas no espaço de atraíam (MOYSES, 2002). Os efeitos da gravidade tinham sido modelados, mas não era possível explicar a sua origem.

Ao desenvolver as Leis da Dinâmica, foi preciso que Newton descrevesse em relação a que referencial os objetos se moviam. Newton descreveu esse referencial como um espaço absoluto: um espaço externo a qualquer evento, imutável, fixo e inercial, utilizado como palco para descrever os eventos e acontecimentos. Porém, em 1905, Albert Einstein publica seu artigo sobre A Teoria da Relatividade Restrita e, em 1915, a Teoria da relatividade Geral (TGR). Einstein descreve um Universo onde não existem pontos privilegiados de observação no Universo. Nem o tempo e nem o espaço são mais entidades contínuas e imutáveis. Neste caso, então, a única entidade que é a mesma para todos os observadores, independente se o referencial é acelerado ou inercial, é a velocidade da luz que viaja à uma velocidade finita de 299.792.458 m/s e nada viaja mais rápido que ela no vácuo. (EINSTEIN, 1920).

Os postulados descritos por Einstein em seu artigo entraram em conflito com as definições absolutas de espaço e tempo da física clássica. Essa nova concepção de que o tempo e o espaço agora são relativos à quem observa mudara toda a forma de descrever os fenômenos físicos, pois eles não são mais observados da mesma forma para observadores em diferentes sistemas de referência. Entretanto, apesar de mudar a forma como os acontecimentos são observados no espaço, Einstein não conseguiu conciliar a TRG com a Lei de Gravitação de Newton, pois, para Newton a gravitação seria uma força cuja o efeito é instantâneo e, caso fosse, haveria a violação do postulado de Einstein sobre a velocidade finita da luz.

Uma das percepções de Einstein sobre a gravidade e seus efeitos foi que não existe, de fato, uma força de atração ligada à matéria que atua sobre os corpos no espaço. A gravidade é um efeito causado pela curvatura do espaço por corpos massivos. Essa deformação do espaço gera um campo que acelera os objetos que estão dentro da esfera de influencia onde a aceleração independe da massa ou do estado físico do objeto (EINSTEIN, 1920). Os efeitos de aceleração dos objetos devido a curvatura do espaço é chamado de gravidade, o campo gerado em torno de um objeto que deforma o espaço é chamado de

campo gravitacional.

Esse tipo de constatação vale para todos os objetos no espaço, inclusive, já havendo sido discutido por Galileu em seu experimento na torre de Pisa. Galileu teve suma importância tanto na mecânica clássica quanto na astronomia, sendo um dos primeiros cientistas a estudar e discutir o movimento de queda dos corpos, tipos de referenciais de movimento e sendo o primeiro cientista a apontar um telescópio para o céu, descobrindo 4 luas de Júpiter e definindo os eventos a partir dos resultados por medidas experimentais.

A diferenciação entre os tipos de referencial é o princípio da mecânica clássica, sendo uma discussão iniciada por Galileu e utilizada por Newton para a postulação das suas três Leis do movimento.

As massas podem ser classificadas em dois tipos, sendo: inercial (m_i), de acordo com a 2ª Lei de Newton, e gravitacional (m_g), de acordo com a Lei da Gravitação Universal de Newton. Elas se diferiam pois, as massas inerciais estão ligadas ao quanto um corpo resiste à sua mudança de estado enquanto as massas gravitacionais estão relacionadas ao comportamento de um corpo quando acelerado por um campo gravitacional.

Einstein (1920) percebeu que não é possível distinguir a fonte de aceleração de um corpo apenas pela força resultante impressa nele. Ou seja, os efeitos acelerativos dos campos gravitacionais não são distinguíveis em relação à própria aceleração do corpo em relação à um sistema inercial, Logo, m_i e m_g são equivalentes.

Sabendo que F_i é igual à F_g quando submetidas à mesma aceleração, a Equação 4.5 só é verdadeira se $m_i=m_g$.

$$a_i = \frac{m_g}{m_i} \times a_g \quad \left[\frac{m}{s^2} \right] \quad (4.5)$$

Os campos gravitacionais são regiões de influência no espaço onde os objetos são acelerados devido à presença de massas que deformam o espaço, cuja sua intensidade é dada pela Equação 4.6.

$$\vec{g} = -G \frac{M_1}{r} \quad \left[\frac{m}{s^2} \right] \quad (4.6)$$

Para o desenvolvimento deste trabalho, é considerado que os campos gravitacionais são constantes e uniformes na direção radial e que a sua intensidade depende apenas da distância do satélite à origem do sistema de referencia. Como o sistema de referencia utilizado é o *ECI*, para fins de cálculo, considera-se o raio terrestre (R_t) uniforme e em relação ao plano do Equador, de acordo com 4.7.

$$R_t = 6.378,137 \quad [Km] \quad (4.7)$$

Esse valor será utilizado no desenvolvimento do projeto ao longo deste trabalho.

4.4 Seções Cônicas

Kepler já havia anunciado pela Lei das Órbitas que o movimento dos planetas em torno do Sol descrevia uma geometria elíptica. Podemos aplicá-la também à satélites (naturais ou artificiais) orbitantes à Terra.

As seções cônicas são originadas a partir da intersecção entre um plano e um cone regular, obtendo 4 tipos de curvas que são geradas à depender da inclinação "do corte", sendo circulares, elípticas, parabólicas e hiperbólicas e que são utilizadas para descrever a órbita de um corpo.

Nesta seção, serão apresentadas as propriedades geométricas características às seções cônicas que caracterizam cada curva. Elas estão apresentadas da Figura 15:

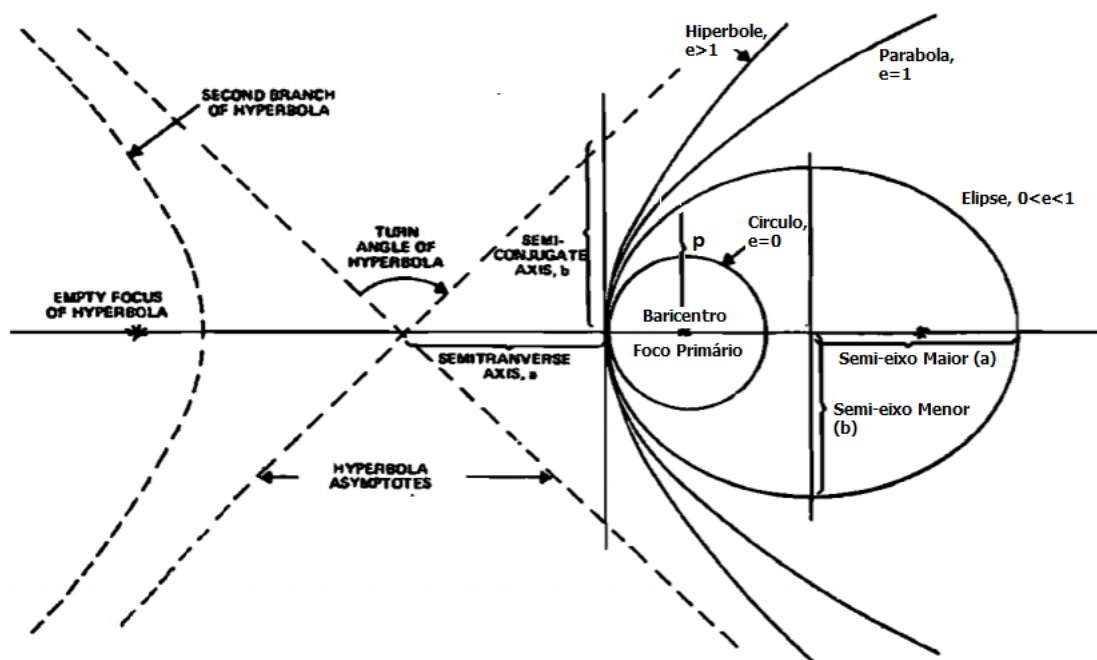


Figura 15 – Parâmetros geométricos gerais das seções cônicas. (WERTZ, 1978)

- excentricidade (e): determina a geometria, ou formato, da órbita.
- Semi-eixo maior (a): distância entre o centro da elipse e os pontos paralelos mais distantes.
- Semi-eixo menor (b): distância perpendicular entre o centro da elipse e a elipse.
- Semi-parâmetro (p): distância perpendicular entre o foco primário e a órbita.

A partir dos elementos apresentados, é possível definir a curva e, consequentemente, a órbita que está sendo tratada. Por essas características serem fixas e comuns à cada curva, é possível utiliza-las para determinar os elementos geométricos utilizados para descrever as órbitas e os estados do satélite.

5 Astrodinâmica

De acordo com [Wertz \(1999\)](#), a Astrodinâmica pode ser definida como "o estudo da trajetória de um corpo (satélite) ao longo da sua órbita". A partir das Lei Fundamental da Dinâmica e da Lei da Gravitação Universal de *Newton*, é possível chegar à Equação do Movimento, ou Lei Fundamental da Astrodinâmica, responsável por modelar o movimento orbital dos corpos no espaço.

Quando solucionada, a Lei Fundamental da Astrodinâmica permite que seja possível determinar o vetor de estados (posição e velocidade) do corpo em qualquer instante t dada a entrada desses estados em qualquer outro instante na órbita ([WAKKER, 2015](#)). Tendo esse conhecimento de dinâmica orbital, é possível modelar e manipular a trajetória de um satélite em órbita ao longo de toda a missão e vida operacional.

No contexto desse trabalho, é possível fazer duas considerações em relação ao sistema orbital da missão: a primeira, é considerar um problema de 2-corpos, Terra-satélite, quando há o desacoplamento do satélite do veículo lançador, orbitas iniciais e de transferência até atingir a sua órbita de missão no ponto L2. A partir daí, o problema passa a ser de 3-corpos, visto que o ponto Lagrangiano L2 é um ponto de equilíbrio gravitacional do Sistema Solar devido ao sistema Sol-Terra-satélite.

Este capítulo irá apresentar as seções cônicas e as características geométricas que definem os tipos de órbitas que um objeto pode ter. Depois, será deduzida a Lei Fundamental da Astrodinâmica, suas constantes de movimento e os parâmetros orbitais, geométricos e temporal utilizados para determinar o estado o corpo na sua órbita. Os tipos de órbita e suas propriedades físicas e, por fim, manobras orbitais. Essa ordem foi escolhida para facilitar o entendimento do leitor na execução deste trabalho e relacionar as propriedades físicas do satélite desde a sua órbita inicial às manobras orbitais e, por fim, até a sua órbita final.

5.1 Equação do Movimento para n-corpos

A Equação do Movimento é derivada da 2 Lei de Newton e também da Lei da Gravitação Universal. Para a sua dedução, primeiramente, é preciso ter em mente o Princípio de equivalência de Einstein e a equivalência entre massas inerciais e gravitacionais.

A Equação do Movimento permite a análise dinâmica de um sistema qualquer de n-corpos. Porém, é preciso entender que, quanto maior o número de corpos envolvidos no sistema, maior a complexidade do mesmo e, conseqüentemente, a sua solução. Por isso, partindo do seu formato geral, é possível simplificar a análise para sistemas mais

simples tais como de 2 ou 3 corpos. Essa simplificação é feita a partir de considerações que permitem a idealização do sistema e dos corpos envolvidos (VADALLO, 1997):

1. A única força atuante no sistema é a força gravitacional.
2. O sistema de referencia adotado para o problema é inercial.
3. Todos os corpos podem ser tratados como elementos puntiformes, ou seja, distribuição constante de massa ao longo do seu volume.

A partir dessas considerações, deduz-se a Equação do Movimento, ou Lei Fundamental da Astrodinâmica, para um sistema ideal e, a partir da sua solução, encontra-se as constantes do movimento que descrevem a dinâmica orbital de um corpo.

Suponha um sistemas de corpos arbitrários no espaço, que podem ser descritos como $S_n = [(P_n, m_n)]_n^N$ e variam de n a N, sendo P a posição e m a massa, descritos pela Figura 16 onde a única força atuante nos pontos é a força gravitacional.

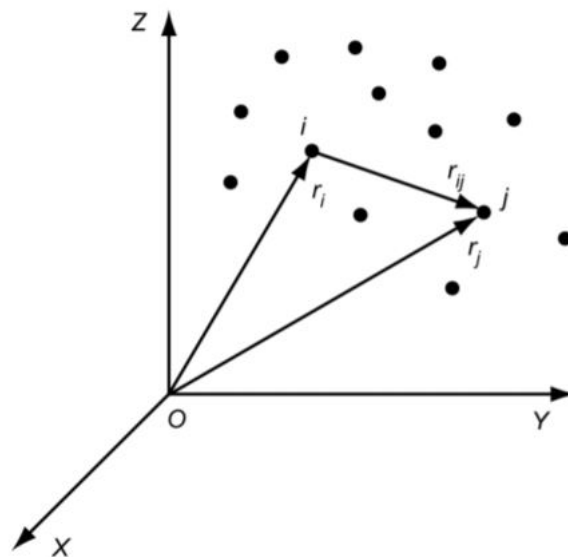


Figura 16 – Sistema de Corpos de N corpos com massas puntiformes em um sistema referencial inercial XYZ (Curtis (2005))

Considerando apenas o corpo i e fazendo a análise das forças que atuam sobre ele sendo exercidas pelos outros corpos do sistema, temos que a força resultante total é o somatório de todas as forças atuantes no corpo por todos os corpos do sistema ($j \rightarrow N, j \neq i$).

$$F_r = \sum_{j=1}^N f_{ij} \quad [j \neq i] \quad (5.1)$$

Sabendo que a força resultante (F_r) de um corpo i é equivalente à 2ª Lei de Newton e que a única força f_{ij} que age sobre o corpo i é a Força Gravitacional, é possível reescrever a Equação 5.1, de acordo com 5.2.

$$m_i \frac{d^2 \vec{r}_i}{dt^2} = \sum_{j=1}^N -G \frac{M_j m_i}{r_{ij}^2} \vec{r} \quad [j \neq i] \quad (5.2)$$

Considerando o Princípio da Equivalência de Einstein, a Equação 5.2 se torna a Equação do Movimento para n-corpos, ou Lei Fundamental da Astrodinâmica, como vista em 5.3.

$$\frac{d^2 \vec{r}_i}{dt^2} = -G \sum_{j=1}^N \frac{M_j}{r_{ij}^2} \vec{r} \quad [j \neq i] \quad (5.3)$$

A Equação 5.3 descreve a resposta dinâmica dos corpos em um sistema devido apenas à ação da força gravitacional. Esses sistemas podem ser reduzidos e idealizados em função da quantidade de corpos do sistemas. Este trabalho contará com os sistemas de 2 e 3 corpos.

5.1.1 Equação do Movimento para 2 corpos

Para um sistemas de 2 corpos, a Equação do Movimento pode ser reescrita em termos de um Parâmetro Gravitacional Padrão (μ^*), que é um valor constante resultante da multiplicação entre a massa M e a constante gravitacional G . Com essa nova constante, podemos reescrever 5.3 de acordo com 5.4 (CURTIS, 2005).

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{\mu^*}{r^3} \vec{r} \quad (5.4)$$

Os valores de μ^* relacionados aos corpos no Sistema Solar estão apresentados na Tabela 5.

Tabela 5 – Tabela de valores com a massa e o parâmetro gravitacional padrão para cada corpo do Sistema Solar (CURTIS, 2005)

Corpo	Massa (Kg)	μ^* (Km ³ /s ²)
Sol	$1,989 \times 10^{30}$	132.712.000.000
Mercúrio	$330,2 \times 10^{21}$	22.030
Vênus	$4,869 \times 10^{24}$	324.900
Terra	$5,972 \times 10^{24}$	398.900
Lua	$73,48 \times 10^{21}$	4.903
Marte	$641,9 \times 10^{21}$	42.828
Júpiter	$1,899 \times 10^{27}$	126.686.000
Saturno	$568,5 \times 10^{24}$	37.931.000
Urano	$86,83 \times 10^{24}$	5.794.000
Netuno	$12,5 \times 10^{21}$	6.835.100

É possível ver a relação entre a ordem de grandeza das massas e dos valores de μ para os corpos do Sistema Solar e entender, por exemplo, porque o Sol é o corpo principal gravitacional do nosso Sistema. Apesar de sistemas gravitacionalmente isolados não existirem, é possível fazer essa idealização pois a gravidade é uma força que depende da massa dos corpos e que decai com o quadrado da distância entre os eles. Dessa forma, os efeitos gravitacionais podem ser desprezados e os sistemas podem ser idealizados como de 2 e 3 corpos.

5.2 Solução da Lei Fundamental da Astrodinâmica

A Equação do Movimento é uma Equação Diferencial Ordinária de 2ª ordem que não possui uma solução analítica fechada para sistemas onde $n > 2$. É necessário ter, então, $3n$ condições de contorno para cada corpo do sistema. Sendo assim, quanto maior o número de corpos no sistema, maior o número de variáveis e mais complexo será solucioná-lo. Por isso, simplifica-se e idealiza-se os sistemas para um número reduzido de corpos, onde as soluções analíticas já foram feitas ([WAKKER, 2015](#)).

Como os estados dos corpos são tratados de forma vetorial, para um sistema de 2 corpos, são necessárias 6 condições de contorno, sendo 3 componentes para posição e 3 componentes para velocidade. As constantes de movimento que são deduzidas a partir da Lei Fundamental da Astrodinâmica e dependem, apenas, do estado inicial do satélite, ou seja, da posição (\vec{r}_0) e velocidade ($\vec{r}_0^{\dot{}}$). A partir deles, é possível determinar os estados dos corpos em função das soluções geométricas e temporal. Por estarmos tratando de forças conservativas, é possível analisar e descrever as órbitas e movimento orbital dos corpos em função da conservação das propriedades mecânicas do sistema. ([VADALLO, 1997](#)).

As constantes de movimento descritas são inerentes e todo e qualquer sistema orbital independente do número de corpos envolvido. Entretanto, como foi dito, quanto maior o número de corpos mais complexa é a sua solução. Para o problema de dois corpos, o sistema considerado Terra-satélite e a sua solução é dada de forma geométrica, sendo deduzidos 6 parâmetros, sendo, 5 geométricos e 1 temporal.

5.2.1 Solução Geométrica

A solução geométrica para o problema de 2 corpos é dada a partir da dedução das propriedades mecânicas que se mantém constantes no sistema, chamadas de constantes do movimento.

5.2.1.1 Conservação do Momento Angular

O Momento angular é uma força referente ao movimento rotacional dos corpos. Esse movimento é resultado do produto vetorial entre a variação temporal do momento

linear de um corpo e a o vetor distância corpo. A Equação geral do momento angular é descrita por 5.5 (MOYSES, 2002).

$$\vec{M} = \vec{r} \times \vec{\dot{r}}m \quad (5.5)$$

Analisando e aplicando a definição de momento angular apenas no corpo m_2 , temos 5.6.

$$\vec{H} = \vec{r} \times \vec{\dot{r}}m_2 \quad (5.6)$$

Podemos calcular o momento angular específico por unidade de massa (\vec{h}) do sistema orbital, ao dividir 5.6 por m_2 , obtendo 5.7.

$$\vec{h} = \vec{r} \times \vec{\dot{r}} \quad \left[\frac{Km^2}{s} \right] \quad (5.7)$$

A conservação do momento angular específico pode ser provada pelo cálculo da sua derivada temporal, como visto em 5.8.

$$\frac{d\vec{h}}{dt} = \dot{\vec{r}} \times \dot{\vec{r}} + \vec{r} \times \ddot{\vec{r}} = 0 \quad (5.8)$$

O resultado da Equação 5.8, ilustrado pela Figura 17, mostra que não há variação do momento angular específico, ou seja, é um vetor constante e perpendicular aos vetores \vec{r} e $\vec{\dot{r}}$ em qualquer instante. Ou seja, o movimento orbital de um corpo em relação a outro é confinado num plano fixo, chamado de plano orbital, com movimento bidimensional. (CURTIS, 2005).

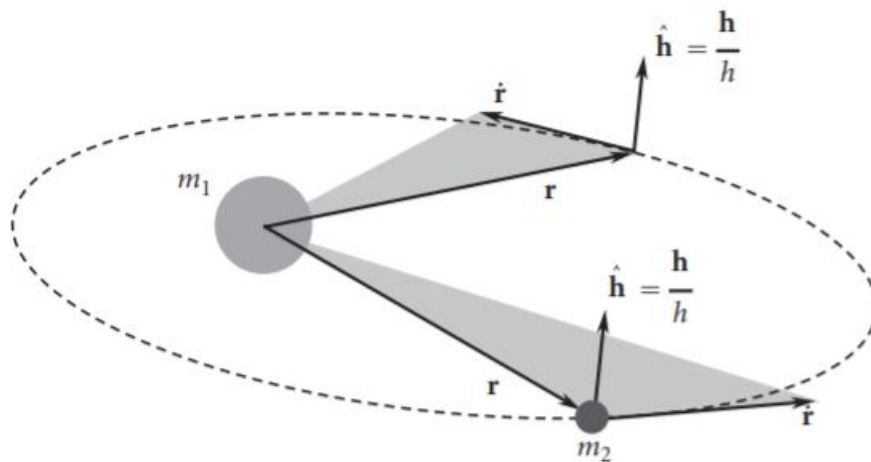


Figura 17 – Plano orbital (tracejado) de um sistema orbital devido à conservação do momento angular específico entre os vetores \vec{r} e $\vec{\dot{r}}$ Curtis (2005)

5.2.1.2 Vetor Excentricidade

A partir dos vetores \vec{r} , $\dot{\vec{r}}$ e \vec{h} é possível determinar a trajetória percorrida pelo satélite, a partir de um vetor geométrico fictício definido como vetor excentricidade (\vec{e}), que se localiza sobre a linha dos apses. Para calculá-lo, faz-se o produto vetorial entre \vec{h} e a Equação 5.4, como visto em 5.9

$$\vec{h} \times [\ddot{\vec{r}}] = \vec{h} \left[-\frac{\mu}{r^3} \vec{r} \right] \quad (5.9)$$

Resolvendo o produto vetorial da Equação 5.9 e realizando as manipulações vetoriais, tem-se o \vec{e} , definido pela Equação 5.10, que relaciona ao módulo da posição de m_2 , μ , \vec{r} e \vec{e} .

$$r + \vec{r} \cdot \vec{e} = \frac{h^2}{\mu} \quad (5.10)$$

Realizando o produto escalar dos vetores \vec{r} e \vec{e} , é possível descrever a posição de m_2 em função da variação angular de θ^* , anomalia verdadeira, como mostra a Equação 5.11.

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \theta^*} \quad (5.11)$$

θ^* é definido o ângulo entre os vetores \vec{r} e \vec{e} e determina posição do corpo ao longo da órbita, e o termo h^2/μ pode ser descrito em função de p . A Equação 5.11 determina a posição do corpo de forma geométrica pois considera apenas esses parâmetros e também é conhecida por ser a Equação Geral das Seções Cônicas em coordenadas polares. Isso prova que Kepler estava correto ao afirmar que as órbitas dos planetas descrevem uma trajetória elíptica ao redor do Sol (WERTZ, 1999).

Apesar da Equação 5.11 permitir que a posição do corpo seja definida em termos de forma geométrica ao longo da sua trajetória, ela descreve como ele se movimenta ao longo do tempo. Sendo assim, para que o movimento orbital possa ser definido de forma completa, é preciso deduzir uma Equação que permita que a taxa de movimento do corpo seja descrita, ou que o problema seja resolvido de forma temporal.

5.2.1.3 Conservação da Energia Mecânica

O movimento de corpos e sistemas pode ser definido em termos de energia mecânica e trabalho (τ). De acordo com Moyses (2002), τ pode ser definido como uma medida de energia atrelada ao deslocamento gerado pela ação de uma força sobre objeto. Já a energia mecânica, é definida pela capacidade que um corpo tem de realizar trabalho, tendo duas formas: potencial, relacionada a posição do corpo, e cinética, relacionada à velocidade.

A gravidade é definida como uma força de campo. Isso significa que em sistemas orbitais que estão sobre a ação dessa força, a energia mecânica total é conservada, ou seja, constante em qualquer ponto. A Equação 5.12 descreve o somatório das energias cinética e potencial de um sistema orbital.

$$\varepsilon = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = \text{constante} \quad (5.12)$$

A Lei das Áreas de Kepler pode ser explicada a partir da conservação da energia mecânica, que explica a relação entre a variação da velocidade e a posição de um corpo na sua órbita, sendo possível, também, relacionar a conservação da energia mecânica dos sistemas com parâmetros geométricos das órbitas (WERTZ, 1999).

A energia mecânica se relaciona com o semi-eixo maior e excentricidade das órbitas de acordo com a Equação 5.13 (CURTIS, 2005).

$$\varepsilon = -\left(\frac{\mu}{2a}\right) \quad (5.13)$$

Na Tabela 6, é possível ver os 4 tipos de órbitas em termos da energia mecânica total (E_T), excentricidade e semi-eixo maior.

Tabela 6 – Seções cônicas em função da Energia mecânica total, semi-eixo maior e excentricidade. (WERTZ, 1999)

Seção Cônica	Energia mecânica Total (E_t)	Semi-eixo maior (a)	Excentricidade (e)
Círculo	< 0	Raio	e = 0
Elipse	< 0	> 0	0 < e < 1
Parábola	= 0	∞	e = 1
Hipérbole	> 0	< 0	e > 1

Sabendo como cada seção cônica se relaciona em termos de energia mecânica do sistema, excentricidade e semi eixo maior, é possível chegar à Equação *Vis Viva*, que relaciona a velocidade, energia mecânica e posição do corpo na órbita, de acordo com 5.14 (HINTZ, 2015).

$$v^2 = \mu\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right) \quad (5.14)$$

Pelas Equações 5.13 e 5.14, é possível ver que a energia mecânica se relaciona de forma direta com o semi-eixo maior, que determina o tamanho da órbita (HINTZ, 2015). Na Figura 18, é possível ver a relação entre a energia mecânica total e velocidade nos 4 tipos de órbitas.

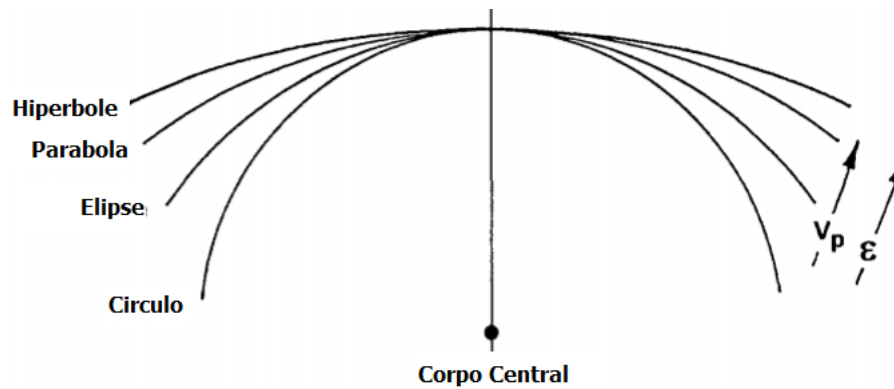


Figura 18 – Relação entre o aumento das energia mecânica e velocidade em função do tipo de órbita considerada. (BROWN, 1998)

A partir das informações apresentadas pela Tabela 6, Equação 5.13 e Figura 18 é possível perceber a relação entre as propriedades geométricas das órbitas e de movimento dos corpos nas órbitas. A compreensão de como sistemas orbitais se comportam e como as propriedades geométricas se relacionam com o movimento dos corpos permite que seja possível manipular essa trajetória de acordo com as necessidades do projeto, oferecendo ou retirando energia a partir de sistemas propulsivos (BROWN, 1998; WERTZ, 1999).

5.2.2 Solução Temporal

As constantes de movimento deduzidas até agora descrevem a o movimento de m_2 apenas em termos de constantes geométricas. Entretanto, para que seja possível chegar às constantes de movimento que descrevem o movimento do corpo, é preciso descrever como a posição, dada em relação à anomalia verdade, varia em relação ao tempo, descrita por 5.15 (CURTIS, 2005):

$$\frac{\mu^2}{h^3} t = \int_0^\theta \frac{d\Theta}{(1 + e \cos \Theta)^2} \quad (5.15)$$

A anomalia verdadeira varia de 0 à 2π , tendo como origem o momento que o corpo passa pelo perigeu ($t_p = 0$) até completar uma volta ($t = T$). Pela Equação 5.15, é possível perceber a relação entre t e e , ou seja, para cada valor de e , existirá solução única. Entretanto, a solução temporal descreve apenas a variação geométrica da posição em relação ao tempo, não apresentando a relação entre a passagem de tempo e o período orbital dos corpos.

Essa relação é feita a partir da 1ª Lei de Kepler, ou Lei dos Períodos, que relaciona o período orbital dos corpos em relação ao semi-eixo maior das órbitas, de acordo com a Equação 5.16 (CURTIS, 2005). É possível perceber que o período orbital é proporcional

ao tamanho da órbita e não ao seu formato.

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (5.16)$$

Um fato interessante sobre as órbitas é que elas também podem ser classificadas em relação à sua periodicidade. Wertz (1978) diz que para as órbitas periódicas, ou seja, que o corpo volta à mesma posição após T , classifica-se como fechadas (circulares e elípticas). Já nas órbitas onde a posição do corpo não se repete, classifica-se como abertas (parabólicas e hiperbólicas).

A partir da Equação 5.15, com os parâmetros geométricos específicos às órbitas circular e elípticas, é possível descrever a solução temporal dos corpos.

5.2.3 Órbita Circular

As órbitas circulares são definidas quando $e = 0$ (Figura 19).

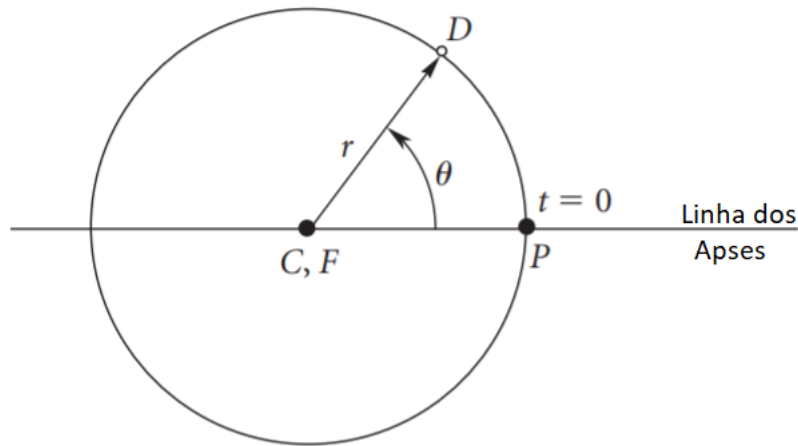


Figura 19 – Órbita circular com o foco no centro, linha dos apses e a posição \vec{r} em função de θ (CURTIS, 2005)

Substituindo o valor de e nas Equações de posição (5.11), energia mecânica total (5.13), *Vis Viva* (5.14) e período orbital (5.16), é possível chegar às Equações do raio orbital r_c (5.17), energia mecânica específica ϵ_c (5.18), velocidade orbital v_c (5.19) e período orbital T_c (5.20) para as órbitas circulares.

$$r_c = \frac{h^2}{\mu} \quad [km] \quad (5.17)$$

$$\epsilon_c = -\frac{\mu}{2r_c} \quad \left[\frac{km^2}{s^2}\right] \quad (5.18)$$

$$v_c = \sqrt{\frac{\mu}{r_c}} \quad \left[\frac{km}{s} \right] \quad (5.19)$$

$$T_c = 2\pi \sqrt{\frac{r_c^3}{\mu}} \quad [s] \quad (5.20)$$

A solução temporal para as órbitas circulares é definida quando $e = 0$ na Equação 5.15, descrita por 5.22.

$$t = \frac{h^3}{\mu^2} \theta \quad (5.21)$$

A variação de θ em função de t para órbitas circulares é dada por T_c , pela Equação 5.22.

$$t = \frac{\theta}{2\pi} T \quad (5.22)$$

A partir das soluções apresentadas para as órbitas circulares, é possível observar que as propriedades mecânicas e orbitais são constantes, pois dependem de r_c que também é. Dessa forma, a velocidade média de corpo em uma órbita circular também é constante. Fazendo a relação com as Leis das Áreas de Kepler, é possível perceber que, como r_c é sempre o mesmo, a área varrida e o tempo necessário para varre-la também serão.

5.2.4 Órbitas Elípticas

As órbitas elípticas são definidas quando $0 < e < 1$ (Figura20).

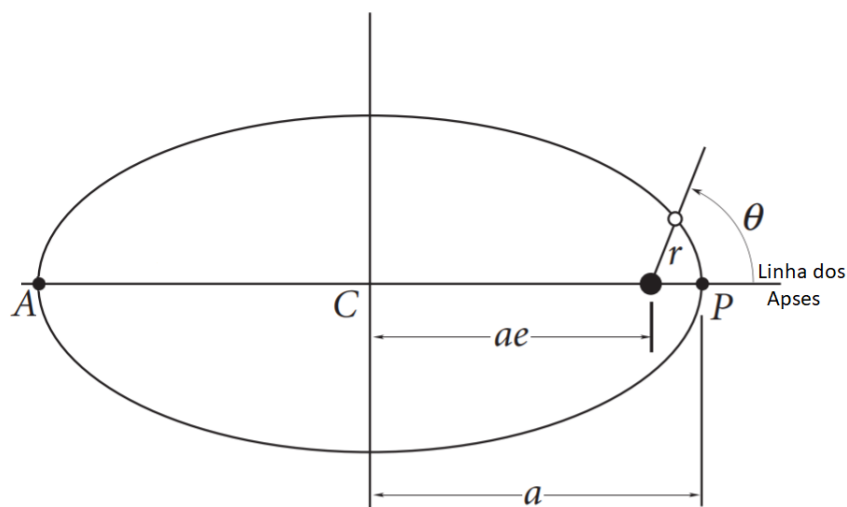


Figura 20 – Órbita elíptica de um corpo e variação da posição em função de θ em relação à linha dos apses (CURTIS, 2005).

Onde C é o centro da elipse, P é o perigeu (ponto mais próximo do foco) e A é o apogeu (ponto mais distante do foco).

A análise do movimento orbital para órbitas elípticas se difere das órbitas circulares pois o movimento dos corpos em órbitas elípticas não descreve um movimento com a velocidade uniforme. Dessa forma, é possível deduzir as propriedades geométricas das curvas elípticas em pontos específicos onde o valor da anomalia verdadeira é conhecido, tal como P e A, onde $\theta_p^* = 0^\circ$ e $\theta_a^* = 180^\circ$. Substituindo e na Equação da posição (5.11) e θ^* , temos os valores de r_a e r_p , mostrado nas Equações 5.23 e 5.24.

$$r_a = \frac{p}{1 + e} \quad [km] \quad (5.23)$$

$$r_p = \frac{p}{1 - e} \quad [km] \quad (5.24)$$

Ao olhar a Figura 21, é possível relacionar r_a e r_p com o semi-eixo maior, de acordo com a Equação 5.25.

$$2a = r_a + r_p \quad [km] \quad (5.25)$$

r_a e r_p estão escritos em termos de a pelas Equações 5.26 e 5.27.

$$r_a = a(1 + e) \quad [km] \quad (5.26)$$

$$r_p = a(1 - e) \quad [km] \quad (5.27)$$

A Equação geral da posição r para órbitas elípticas em termos de a e e é dada pela Equação 5.28.

$$r_e = a \left(\frac{1 - e^2}{1 + e \cos \theta^*} \right) \quad [km] \quad (5.28)$$

Já a energia mecânica específica das órbitas elípticas pode ser reescrita em termos de e , como mostra a Equação 5.29. Porém, sabendo que $h^2 = \mu * a(1 - e^2)$ e substituindo o termo, temos voltamos à Equação 5.13 que demonstra, mais uma vez, que a energia específica das órbitas elípticas independe da geometria da curva.

$$\varepsilon = -\frac{1}{2} \frac{\mu^2}{h^2} (1 - e^2) \quad (5.29)$$

Apesar de corpos que possuem trajetórias elípticas não possuírem movimentos médios ao longo da órbita é possível descrevê-los considerando um movimento circular fictício, como apresentado pela Figura 21.

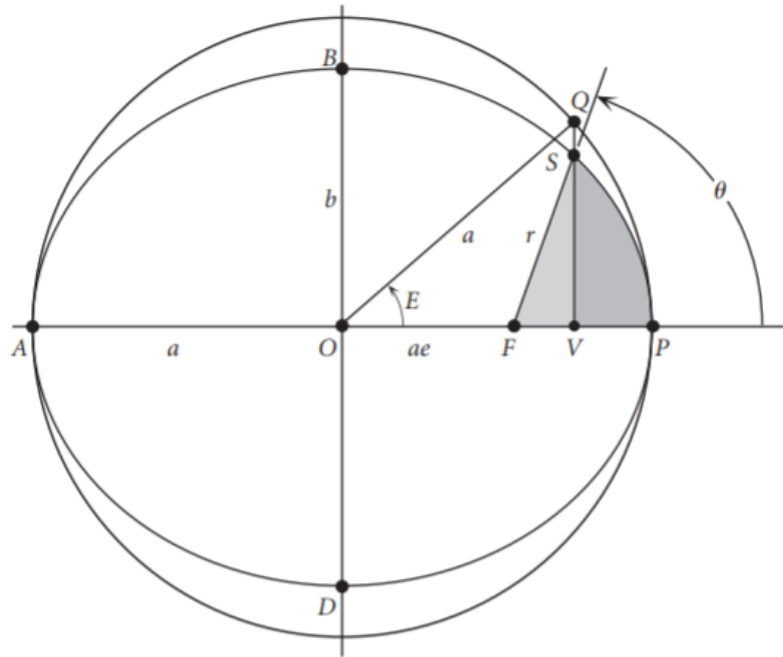


Figura 21 – Ilustração do movimento orbital em uma órbita elíptica e circular (CURTIS, 2005)

O movimento médio do corpo em uma órbita elíptica é descrito em termo de dois parâmetros introduzidos por Kepler: anomalia média (M_e), que representa o movimento médio do corpo na órbita circular, anomalia excêntrica (E), ângulo análogo à anomalia verdadeira para a órbita circular mas que relaciona M_e e θ e é possível descrever esse movimento em termos da velocidade angular do corpo na órbita circular, sendo o movimento médio (n).

A solução temporal das órbitas elípticas se dá pela Equação 5.30 (CURTIS, 2005):

$$\frac{\mu^3}{h^2} t = \frac{1}{(1-e^2)^{\frac{2}{3}}} \left[2 \tan^{-1} \left(\sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan\left(\frac{\theta}{2}\right) \right) - \frac{e\sqrt{1-e^2} \sin \theta}{1+e \cos \theta} \right] \quad (5.30)$$

Onde a M_e é definido pela Equação 5.31.

$$M_e = (1-e^2) \frac{\mu^2}{h^3} t \quad (5.31)$$

O período orbital do corpo é o mesmo para as órbitas elípticas e circulares, dessa forma, n , sendo o movimento médio orbital do corpo, pode ser reescrito de acordo com 5.32.

$$n = \frac{2\pi}{T} \quad \left[km \frac{rad}{s} \right] \quad (5.32)$$

E se relaciona com a θ a partir da Equação 5.33.

$$\cos E = \frac{e + \cos \theta}{1 + e \cos \theta} \quad [rad] \quad (5.33)$$

n e E se relacionam pela Equação 5.34.

$$M = E - e \sin E \quad [rad] \quad (5.34)$$

Por fim, o movimento orbital das órbitas elípticas é modelado pela Equação 5.35 considerando a passagem de tempo após o periapse mas pode ser computado para qualquer intervalo de espaço ($M_e - M_{eo}$) e tempo ($t - t_o$).

$$M_e - M_{eo} = n(t - t_o) \quad [rad] \quad (5.35)$$

Já o tempo de passagem do corpo a partir do periapse é calculado de acordo com a Equação 5.36.

$$t = \frac{M_e}{2\pi} T \quad (5.36)$$

A partir da Equação 5.35 e parâmetros fictícios introduzidos por Kepler, foi possível modelar o movimento orbital do corpo em uma órbita elíptica e descrever seu estado em qualquer ponto da órbita a partir de dados de entrada conhecidos.

5.3 Parâmetros Orbitais

O movimento dos corpos pode ser definido a partir de propriedades de sistemas orbitais que permitem a representação do movimento dos corpos na esfera celeste. Na Figura 22 estão representados os 6 parâmetros utilizados para descrever os estados de um satélite em relação a um eixo de coordenadas geocentrado, no caso, sistema de referência ECI sendo 5 geométricos e 1 temporal (CURTIS, 2005).

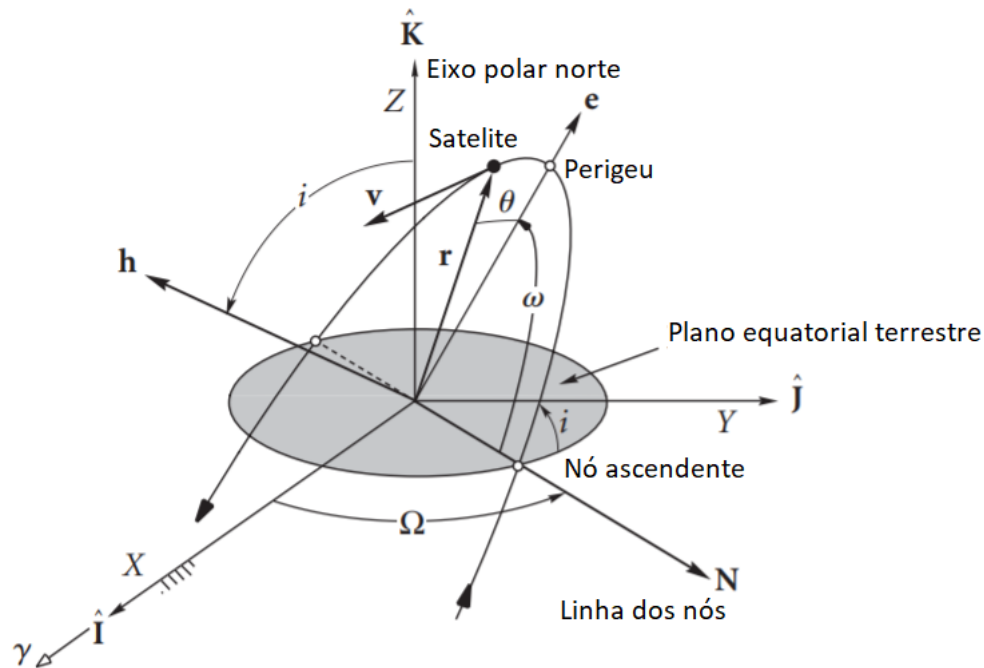


Figura 22 – Parâmetros orbitais gerais em relação ao sistema de referência geocentrado (CURTIS, 2005)

1. Momento angular específico (\vec{h}): determina o plano orbital do satélite.
2. Excentricidade (\vec{e} ou e): determina a geometria da órbita.
3. Longitude do nó ascendente (Ω): ângulo formado entre o eixo \hat{I} de referência e a linha dos nós (onde há a intersecção entre o plano orbital e o plano equatorial terrestre).
4. Inclinação da órbita (i): ângulo formado entre o plano equatorial terrestre e o plano orbital ou ângulo formado entre o vetor momento angular e o eixo de referência \hat{K} de referência.
5. Argumento do perigeu (ω): ângulo entre o vetor \mathbf{N} , linha que passa pelos nós ascendente e descendente (cruzamento entre o plano orbital e equatorial terrestre), e o vetor excentricidade.
6. Anomalia verdadeira (θ): ângulo formado entre o vetor excentricidade e o vetor posição do satélite - utilizado para descrever a posição do satélite em qualquer ponto da órbita.

Em suma, os parâmetros orbitais servem para descrever o movimento dos corpos orbitantes no céu a partir de um sistema de referência, logo, da mesma forma que esses parâmetros foram definidos a partir da observação do Sol em relação à Terra, é possível utilizá-los para descrever o movimento de corpos artificiais em relação à qualquer sistema

de referência. Assim, as órbitas de satélites são definidas a partir dos requisitos e restrições da missão, e seus parâmetros são escolhidos em projeto dentro das soluções propostas pelas equipes. Dessa forma, o conhecimento de Astrodinâmica se torna extremamente necessário para a compreensão das escolhas das orbital das missões descritas assim como o projeto preliminar a ser desenvolvido.

6 Acesso Ao Espaço

A principal forma de acesso ao espaço de satélites e plataformas espaciais é por meio de foguetes lançadores de satélites (VLS), onde o satélite é alocado e ejetado no espaço em uma órbita inicial ou final (à depender da órbita da missão). Os principais sistemas propulsivos de foguetes lançadores são sólidos ou líquidos.

O local onde a base de lançamento do satélite está localizado, em termos de latitude, influencia no projeto orbital da missão, como o aumento do peso do satélite devido ao propelente que deve ser armazenado, tempo de missão e, conseqüentemente, preço do projeto total. Dessa forma, a análise e conhecimento orbital interfere diretamente na realização do projeto.

6.1 Classificação Orbital

O movimento orbital dos corpos é definido e descrito a partir dos parâmetros orbitais. Quando esses parâmetros assumem valores, ou uma faixa de valor específica, é possível classificar as órbitas além do seu formato. As classificações mais comuns em termos de classificação orbital são feitas em termos da excentricidade (circular, elíptica, parabólica e hiperbólica), semi-eixo maior (órbita baixa, média, alta e geossíncrona), inclinação (equatorial e polar) e direção da órbita no nó-ascendente (órbita prograda ou retrograda). Essas classificações serão descritas a seguir.

6.1.1 Órbitas baixas, médias ou altas

As órbitas podem ser classificadas em relação ao tamanho do seu semi-eixo maior ou altitude em relação à superfície da Terra, podendo ser classificadas como baixas, *Low Earth Orbit* (LEO) e médias, *Medium Earth Orbit* (MEO) e altas, *High Earth Orbit* (HEO).

As órbitas baixas são aquelas que contemplam altitudes de 200 à 2000 km sendo as suas principais aplicações militares e meteorológicas. As órbitas médias contemplam altitudes de 2000 à 35000 km, com aplicações para geonavegação e *Ground Navigation System Satellite* (GNSS). As órbitas altas contemplam altitudes acima de 35000km, sendo que existe uma órbita específica com altitude de aproximadamente 36000Km e período orbital de 24h, fazendo com que o satélite que esteja nessa altitude tenha o mesmo período orbital que a Terra, ficando sempre fixo em relação ao mesmo ponto. As principais aplicações para esse tipo de órbita são os sistemas de comunicação ou imageamento de um ponto específico.

6.1.2 Órbita equatorial e polar

A inclinação orbital do satélite é definida em relação ao plano Equatorial da Terra (ou linha do Equador) com $0 < i < 180^\circ$. Quando $i = 0$, o plano orbital do satélite coincide com o plano orbital da Terra.

Quando $i \approx 90^\circ$, a órbita é classificada como polar. Uma órbita específica para as órbitas polares, é a sol síncrona, onde o plano orbital do satélite é constante em relação ao Sol e o satélite passa pelos pontos com as mesmas condições de iluminação.

6.1.3 Órbitas prograda e retrógrada

O última classificação importante em termos de classificação orbital é em definir a direção órbita, que é definida em função do seu nó ascendente, podendo ser prograda (quando a direção orbital do satélite coincide com a direção de rotação da Terra) e retrógrada (quando a direção orbital do satélite é contrária à rotação da Terra).

A órbita da missão *COBE* era sol síncrona e prograda, com período orbital de 12h e passagem pelo nó ascendente às 6h e 18h. Essa órbita fazia com que o satélite mantivesse as mesmas condições de iluminação nos painéis solares necessária para abastecer o satélite.

6.1.4 Órbitas inicial, transferência e final

Por fim, as órbitas podem ser definidas em termos de projeto, como órbita inicial, onde o satélite será injetado de forma inicial, até que os parâmetros orbitais sejam ajustados para ser que ele entre na órbita de transferência. Órbita de transferência, que é trajetória do satélite até que ele chegue aos parâmetros orbitais da órbita final, e órbita de operação, que é onde serão realizadas as medidas e operações.

Os parâmetros orbitais que descrevem a órbita dos satélites não são valores fixos e imutáveis, sendo possível manipulá-los ao longo da missão e alterá-los para que o satélite chegue à órbita de missão projetada de acordo com os principais requisitos e restrições. Nem sempre é viável desacoplar o satélite na sua órbita final com todos os parâmetros orbitais dentro das faixas de valores de projeto. Neste caso, as manobras orbitais se tornam ferramentas extremamente necessárias para que o satélite chegue à sua órbita de operação.

6.2 Manobras Orbitais

A depender da órbita de operação do satélite (órbitas geossíncronas ou órbitas com altitudes to tipo médias ou altas (*MEO* ou *HEO*), nem sempre é possível (ou financeiramente viável) para o foguete lançador colocar o satélite diretamente na sua órbita de operação. Dessa forma, e preciso mudar a velocidade do satélite, adicionando ou retirando

energia por meio dos sistemas propulsivos, com a finalidade de mudar os parâmetros orbitais para que ele chegue à sua órbita final. As manobras orbitais podem ser divididas em dois tipos: coplanares, onde as órbitas inicial e final possuem o mesmo plano orbital e não coplanares onde, a órbita final, se encontra em uma inclinação diferente da órbita inicial (VADALLO, 1997).

Um outro fator relacionado às manobras orbitais está na eficiência da manobra, ou seja, a maior quantidade de energia (Δv) que é fornecida por impulso. De forma geral, o Δv necessário para transferir um satélite de uma órbita a outra, é a diferença entre a velocidade orbital do satélite nas órbitas final e inicial (Equação 6.1). Sabendo que a velocidade orbital de um corpo pode ser descrita, de forma geral, pela Equação 5.14, é possível calcular a velocidade de transferência (Δv) necessária para mudar o estado do satélite.

$$\Delta v_t = v_{final} - v_{inicial} \quad (6.1)$$

Saber o momento de realizar esses impulsos é crucial para a missão, principalmente levado em consideração que a eficiência das manobras (e manipulação do satélite em geral) estão relacionados de forma econômica. Quanto menor o número de manobras orbitais a serem realizadas, menor a quantidade de energia que deve ser fornecida ou retirada do satélite e, conseqüentemente, menor a quantidade de propelente que deve ser armazenado, diminuindo o valor final da missão.

É possível relacionar as variações da energia mecânica do corpo (parâmetro orbital) com o semi eixo maior da órbita (parâmetro geométrico) a partir das Equações 6.2 e 6.3.

$$dE = \frac{1}{2}2VdV = \frac{\mu}{2a^2}da \quad (6.2)$$

A Equação 6.2 pode ser reescrita, então, relacionando a variação do semi eixo orbital com a variação da velocidade, de acordo com 6.3.

$$\Delta a = 2V \frac{a^2}{\mu} \Delta V \quad (6.3)$$

Ou seja, pela Equação 6.3, é possível ver a relação entre Δa e a velocidade orbital V . Quanto maior a velocidade orbital do satélite, menor terá que ser a velocidade acrescida (ou energia fornecida) maior será o Δa das órbitas.

6.2.1 Órbitas Coplanares

As órbitas coplanares podem alterar três parâmetros geométricos do satélite: e , a e ω . A manobra orbital mais eficiente em termos de energia é conhecida como Transferência

de Hohmann (proposta por Walker Hohmann em 1925) que consiste em dois impulsos mínimos necessários (manobra elíptica e bi-impulsiva) para transferir o satélite da sua órbita inicial para sua órbita final, através de uma órbita de transferência elíptica (VADALLO, 1997). A transferência de Hohmann está ilustrada na Figura 23.

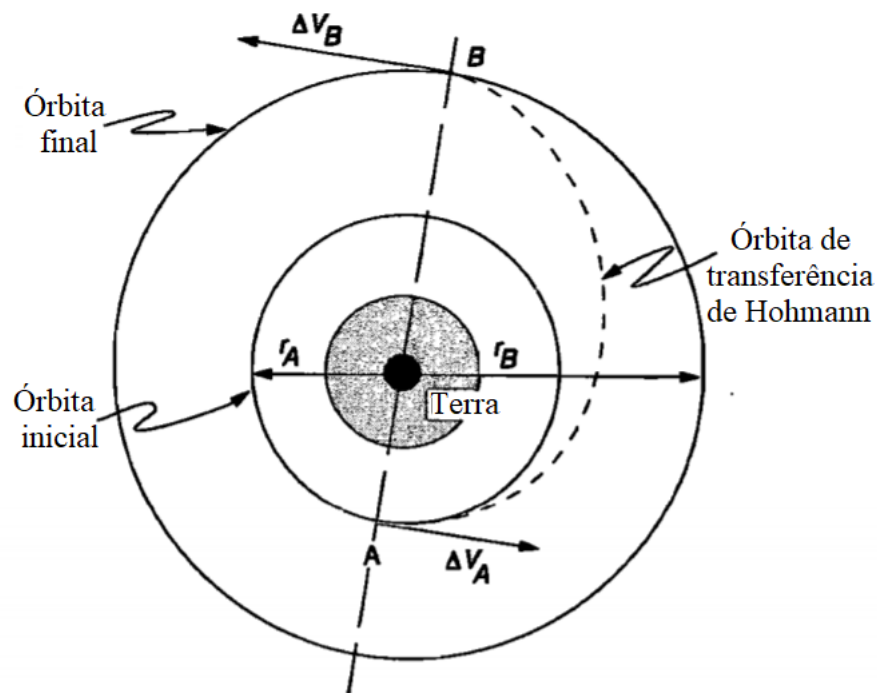


Figura 23 – Manobra orbital de um satélite com órbitas inicial e final circulares através da Transferência de Hohmann (WERTZ, 1999)

Outro tipo de manobra que também é realizada, à depender da órbita final do satélite, é a Transferência de Hohmann bi-elíptica tri-impulsiva, que consiste na mudança orbital do satélite a partir de duas órbitas elípticas e três impulsos. Essa manobra está ilustrada na Figura 24.

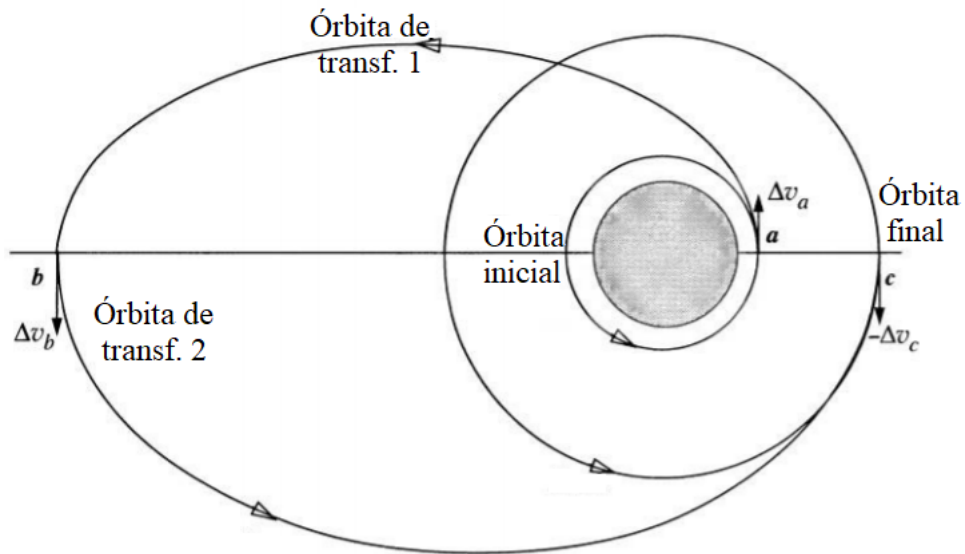


Figura 24 – Manobra orbital bi-elíptica e tri-impulsiva (VADALLO, 1997)

As manobras coplanares englobam, basicamente, órbitas circulares e elípticas. A partir das soluções geométricas e temporais que foram desenvolvidas, é possível calcular os impulsos necessários para mudar a posição do satélite assim como o tempo necessário para a sua realização. A partir disso, é possível determinar qual o melhor tipo de método que pode ser utilizado para realizar as manobras de transferência.

Outro tipo de manobra utilizada para transferir um satélite de uma órbita à outra, é a manobra simples (*one-tangent burn*), que consiste em um impulso tangencial na órbita inicial (quando $\phi_{fpa} = 0$) e outro não tangencial ($\phi_{fpa} > 0$) que insere o satélite na sua órbita final. Esse tipo de manobra requer um maior valor de Δv_2 , entretanto, o tempo necessário para que o satélite chegue à sua órbita final é menor do que pela Transferência de Hohmann. Essa manobra está ilustrada na Figura 25.

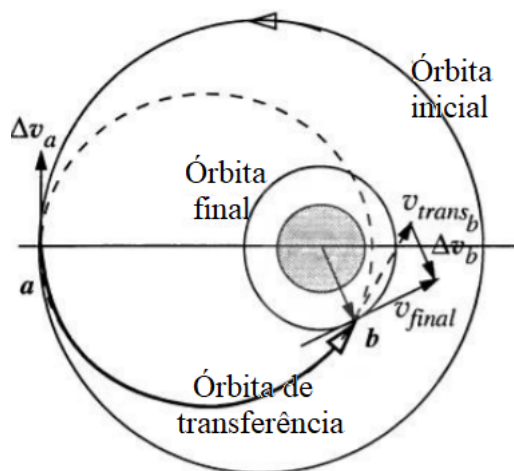


Figura 25 – Manobra orbital simples, onde é acionado um impulso Δv_a , tangente à órbita inicial, e outro impulso, Δv_b , não tangente à órbita de transferência, que o insere na órbita final (VADALLO, 1997)

Uma coisa interessante de ser citada em relação às manobras apresentadas nas Figuras 24 e 25 é que os impulsos Δv_c e Δv_a são negativos, ou seja, retiram energia do satélite e são realizados no apoapse das órbitas de transferência (ou seja, no ponto de menor velocidade). Dessa forma, a quantidade de energia que deve ser fornecida para o satélite é menor, seguindo a relação dada pela Equação 6.2.

A nível de projeto, é preciso estudar qual a melhor solução para o projeto orbital, tendo em vista a quantidade de energia a ser fornecida pro satélite (e consequentemente propelente armazenado) e o tempo de missão e manobras orbitais para que ele chegue à órbita de operação.

6.3 Órbitas não coplanares

Nem sempre as órbitas final e inicial de um satélite estarão sobre o mesmo plano orbital. Isso está relacionado, também, à latitude do local (*site*) de lançamento do satélite. Para esses casos, é necessário realizar manobras orbitais não coplanares.

De forma geral, Δv necessário para realizar manobras não coplanares é descrita pela Lei dos Cossenos e acordo com a Equação 6.4. Nesse caso, esse impulso, independente do local em que é acionado, será sempre perpendicular ao plano da órbita e, consequentemente, ao vetor velocidade do satélite.

$$\Delta v = \sqrt{(v_f^2 + v_i^2) - 2v_i v_f \sin \frac{\theta}{2}} \quad (6.4)$$

Onde v_i é a velocidade orbital do satélite na órbita inicial, v_f é a velocidade na órbita final e θ é o ângulo entre as duas órbitas. As manobras orbitais não coplanares podem ser divididas em manobra simples, quando a velocidade nas órbitas final e inicial são iguais, e combinada, quando os vetores velocidade entre as órbitas final e inicial são diferentes.

As manobras orbitais com mudança de plano simples, o único parâmetro que é alterado é i . Para $v_i = v_f$, a Equação 6.4 se transforma em 6.5.

$$\Delta v = 2V_i \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \quad (6.5)$$

Pelas Equações 6.4 e 6.5, é possível ver que Δv é proporcional à velocidade orbital do satélite, ou seja, quanto maior for a sua velocidade, maior terá de ser a quantidade de energia fornecida para que ele mude sua inclinação, tornando o apoapse o melhor ponto para realizar as manobras.

7 Projeto de Missões Espaciais

Atualmente, os satélites são ferramentas que foram desenvolvidos e que são amplamente utilizados na sociedade contemporânea. Possuem diversas aplicações desde monitoramento da Terra, comunicação, aplicações militares, geolocalização e detecção de desastres naturais ou não. Porém, independente do seu objetivos, satélites e objetos espaciais possuem um ponto em comum: projetos de missão.

Os projetos de missão são uma forma de desenvolver e executar as missões espaciais em função dos principais objetivos e restrições que definem e moldam os elementos e arquitetura da missão. Os projetos são divididos em etapas e possuem ciclos de vida que vão desde a concepção/estudo preliminar/inicial até o descarte do objeto no final da sua vida operacional buscando sempre um maior desempenho dos sistemas pelo menor custo de desenvolvimento e execução do projeto.

Os principais elementos básicos que constituem as missões espaciais estão ilustrados na Figura 26.

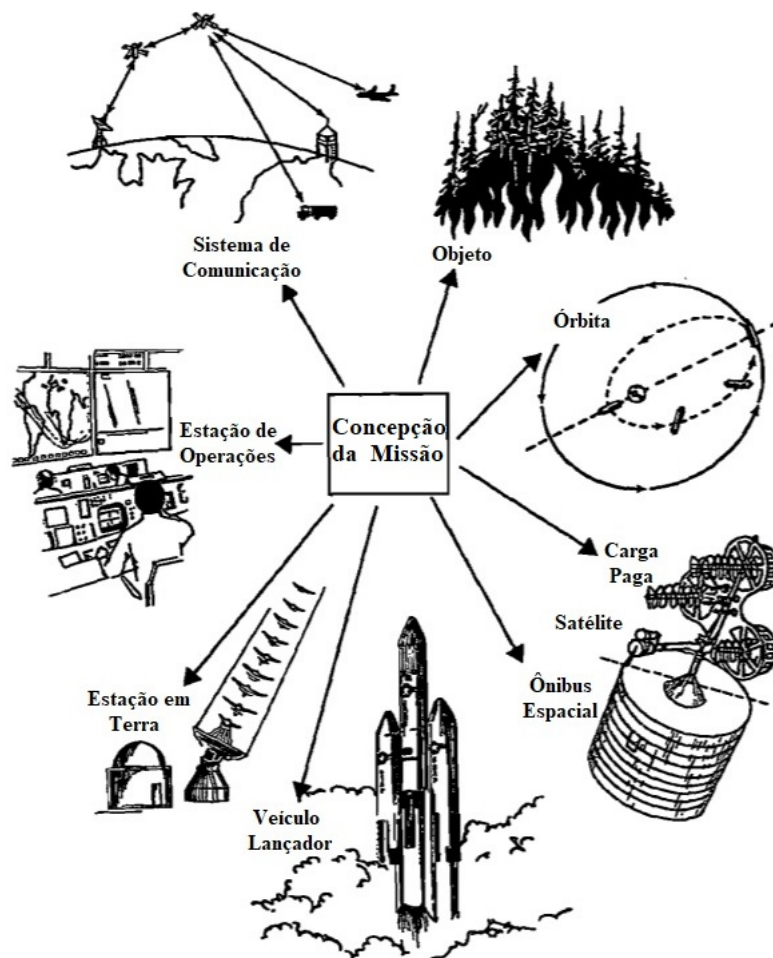


Figura 26 – Esquemático de uma arquitetura de missão com todos os seus elementos. Todos eles partem da concepção de missão (WERTZ, 1999).

1. Objeto: aquilo que deve ser medido ou que interage com os sensores da carga paga.
2. Órbita: a trajetória que o corpo percorre no espaço podendo ser classificadas e divididas em inicial, de transferência e final.
3. Carga paga: parte do satélite que contém os *hardwares* e *softwares* responsáveis por interagir com o objeto.
4. Satélite: sistema físico que aloca e integra todos os sistemas responsáveis pelo funcionamento geral do satélite.
5. Veículo/foguete lançador: parte responsável por levar e colocar o satélite na sua órbita inicial.
6. Estação em terra: responsável pela comunicação entre os a equipe operacional e o satélite, podendo ser em estações fixas ou móveis que se comunicam com o satélite sempre que ele passa pela zona de alcance da estação.

7. Estação de Operação: equipe operacional responsável pelo monitoramento do satélite e interação entre os *hardwares* e *softwares* do satélite.
8. Sistema de comunicação: elementos responsáveis pela comunicação entre o satélite e estações em terra que incluem comando e controle orbital.

Os elementos de missão, quando juntos, são chamados de "arquitetura da missão", entretanto, eles não são desenvolvidos e executados todos na mesma etapa/fase do projeto. Eles são definidos durante o projeto de forma iterativa em etapas definidas por objetivos específicos e finalizadas por tomadas de decisão documentadas ao longo das fases do projeto de missão.

Os projetos de missão podem ser divididos tanto em termos do ciclo de vida, que classifica de forma mais geral as fases do projeto, quanto em termos das próprias fases do projeto, que possuem objetivos específicos que precisam ser cumpridos e que determinam o desenvolvimento do projeto.

Os ciclos de vida possuem 4 etapas, sendo:

1. Exploração conceitual: início do estudo da missão onde são definidos os requisitos e restrições da missão e elementos que irão compô-la.
2. Desenvolvimento detalhado: fase formal do desenvolvimento da missão, onde são definidos os sistemas (*softwares* e *hardwares*) que irão fazer parte do projeto.
3. Produção e implementação: construção física dos componentes do satélite e estações de terra e de lançamento.
4. Operação e suporte: dia a dia de operação da missão, que consiste na manutenção e suporte da missão e recuperação ou descarte do satélite ao final da vida útil.

Em geral, os projetos de missão espaciais que são desenvolvidos pelas agências espaciais possuem o mesmo formato de desenvolvimento e execução, salvo pequenas diferenças nas atribuições ou objetivos de cada fase. Por não ser um processo simples e independente, se torna necessário ter documentos guias que direcionem o projeto e definem as suas etapas em função de objetivos específicos à cada uma de forma a se ter o maior número de informações de detalhes do projeto e mitigar possíveis erros que possam existir e que possam atrasar ou inviabilizar a missão.

7.1 *European Cooperation for Space Standardization (ECSS)*

Uma das ferramentas que permitem que os projetos sejam desenvolvidos de forma detalhada e organizada é a documentação de projeto. Um dos documentos que padronizam

e definem e dividem projetos de missão espacial foi desenvolvido pela Agência Espacial Europeia (ESA), chamado de *European Cooperation for Space Standardization (ECSS)* que estrutura e divide projetos de missões em 7 fases com objetivos específicos e necessários que devem ser apresentados ao final de cada uma, onde é realizado um ponto de controle (PC) e gerado um relatório de revisão que descreve o projeto e o seu desenvolvimento.

As 7 fases de projeto, objetivos e pontos de controle que encerram cada uma, estão especificadas:

Fase 0: Análise de missão e identificação de requisitos e necessidades

- PC 0: *Mission Definition Review (MDR)*

Fase A: Estudo de viabilidade.

- PC A: *Preliminary Requirements Review (PRR)*

Fase B: Definições preliminares.

- PC B1: *System Requirement Review (SRR)*
- PC B2: *Preliminary Design Review (PDR)*

Fase C: Definição detalhada

- PC C: *Critical Design Review (CDR)*

Fase D: Qualificação e produção

- PC D1: *Qualification Review (QR)*
- PC D2: *Acceptance Review (AR)* e *Operation Readiness Review (ORR)*

Fase E: Operação e Uso

A fase de operação e uso é o momento em que acontece o lançamento, comissionamento do satélite até o final da sua vida útil. Para cada um desses eventos, é gerado um relatório de revisão de projeto.

- PC E1 (projeto de lançamento): *Flight Readiness Review (FRR)*; PC E2 (momentos anteriores ao lançamento): *Launch Readiness Review (LRR)* e PC E3 *Commissioning Result Review: (CRR)* (após o lançamento)
- PC E4: *End of Life Review (ELR)*

Fase F: Descarte

- PC F: *Mission Close-Out Review (MCR)*

Ao todo, projetos de missão podem variar, em média, de 10 à 15 anos, enquanto o tempo de missão desde o lançamento até o fim da operação do satélite pode durar de 5 à 15 anos (a depender do tamanho e objetivos da missão). Por isso, não é possível estipular um tempo de duração preciso para cada fase, pois as decisões são iterativas e podem ser revisadas caso o projeto tenha alguma necessidade ou restrição que por ventura não tenha sido identificada. Entretanto, apesar de não ser possível definir um tempo de execução para cada fase, é possível relacioná-las às atividades desenvolvidas durante o ciclo de vida das missões, como esquematizado pela Figura 27.

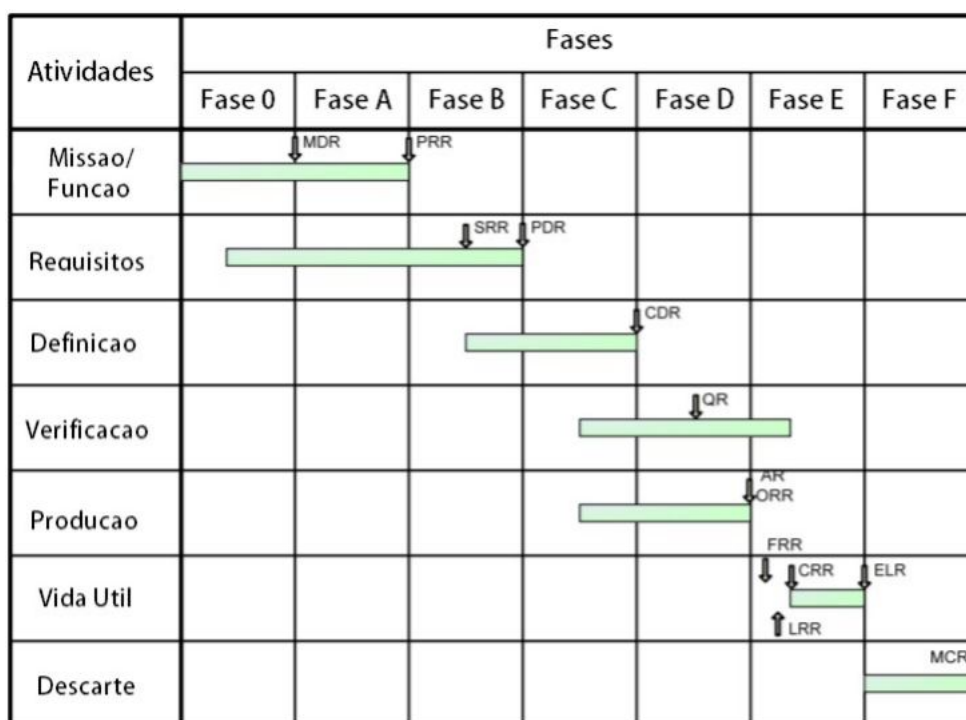


Figura 27 – Esquemático das atividades e fases de projetos de missão seguidos pela ESA. ECSS-2009

Em relação ao desenvolvimento do projeto apresentado nas documentações de revisão ao final de cada fase, este trabalho se limitará à abordar apenas os objetivos específicos ao estudo de viabilidade (ou fase A), sendo eles:

- Fase 0: Análise de missão e requisitos.
 1. Identificar e caracterizar as principais necessidades e requisitos da missão e sistemas que irão compô-la
 2. Identificar os requisitos técnicos de desenvolvimento .
 3. Desenvolver o estudo preliminar dos aspectos econômicos e de mercado em relação ao desenvolvimento da missão.
 4. Fazer a análise preliminar de riscos

A fase 0 termina com a revisão de definição de missão (*MDR*) que apresenta as especificações técnicas preliminares propostas para o desenvolvimento da missão em termos do estudo preliminar e, após ser aprovada, passa à fase de viabilidade da missão.

- Fase A: Viabilidade da missão
 1. Definir os planos de gerenciamentos dos sistemas de engenharia e plano de garantia do projeto
 2. Definir a arquitetura da missão e elementos que irão compô-la em função dos requisitos e restrições do projeto e determinar seus níveis de incerteza
 3. Fazer o estudo de viabilidade técnica da missão em termos do desenvolvimento e implementação dos sistemas, custo, cronograma, organização, operações, manutenção, produção e descarte
 4. Quantificar e caracterizar os elementos críticos em função da viabilidade econômica e técnica
 5. Desenvolver a documentação de risco
 6. Elaborar um documento de missão espacial em termos de identificação e caracterização da missão em função das necessidades, performance, segurança, restrições operacionais.

A fase A termina com a revisão preliminar de requisitos (*PRR*) que deve apresentar os planos preliminares de gerenciamento do projeto, engenharia e seguro do produto, requisitos específicos e técnicos, os sistemas e soluções técnicas que foram definidas e a sua implementação na fase B.

Com os principais objetivos definidos em relação a cada fase do projeto, é possível desenvolver o estudo de viabilidade em termos de definição preliminar dos sistemas de carga paga, propulsivos, orbital e elementos de missão a partir da análise de missão que estuda e determina a configuração mais viável e eficiente que pode ser desenvolvida para que os objetivos sejam atingidos sendo que as análises podem ser feitas a partir das seguintes técnicas:

1. Algoritmo de sistemas
2. Análise das missões anteriores
3. Simulação de missão

O algoritmo de sistemas modela matematicamente os sistemas em função dos critérios fundamentais e performance que deve ser atingida. Já o segundo método, análise

dos sistemas em missões anteriores, estuda as missões anteriores com objetivos similares, assim como os critérios, parâmetros e soluções propostas que foram executadas. Essa técnica permite que a nova missão seja direcionada em cima de técnicas e soluções já conhecidas e estudadas, as vantagens e desvantagens de executá-las e, também, propor novas soluções de acordo com o desenvolvimento tecnológico do momento. Por último, a atuação dos sistemas é simulada de forma conjugada, a fim de analisar o desempenho dos sistemas integrados e viabilizar a missão (WERTZ, 1999).

Para este trabalho, as técnicas empregadas no desenvolvimento dos sistemas serão a análise e o desenvolvimento da missão em função das missões realizadas, sistemas empregados, tecnologia e, por fim, o projeto orbital do satélite até o ponto L2.

7.2 *System Tool Kit (STK)*

Uma das principais técnicas do desenvolvimento das missões espaciais está em realizar a simulação de missão que permite aos projetistas visualizar como a missão será realizada, quais e como os principais critérios sejam atingidos para que os se cumpram os requisitos da missão.

Um dos principais *softwares* utilizados no mercado aeroespacial e no desenvolvimento de missões espaciais, é o *System Tool Kit (STK)* que possibilita modelar missões espaciais desde o lançamento da plataforma até o final da sua vida útil. Dessa forma, é possível observar como será o comportamento dos módulos de serviço e operação projetados e embarcados para o satélite desde uma visão mais integrada deles.

Em relação às ferramentas que compõem o *STK*, será utilizado, para a análise orbital deste trabalho, o *Astrogator*, que permite que os parâmetros orbitais sejam calculados e definidos em função de parâmetros independentes inseridos pelo usuário e permite que seja realizada uma comparação entre os projetos analítico e numérico.

Dentro do *Astrogator*, existe a janela de comandos chamada *Mission Control Segment (MSC)*, que permite que a missão seja definida em segmentos menores, tais como: lançamento, estado inicial, propagação e manobras orbitais.

Os principais segmentos que compõem a *MSC* e que serão utilizados neste projeto são:

1. *Inicial State*: permite que o estado inicial do satélite seja definido em termos dos parâmetros orbitais geométricos iniciais pré definidos.
2. *Launch*: permite que sejam definidas as configurações de lançamento do satélite e queima de comburente.
3. *Maneuver*: permite que sejam realizadas manobras ao alterar o Δv do satélite.

4. *Propagate*: definido por uma condição de parada que propaga o segmento anterior até que ele seja atingido.
5. *Target Sequence*: permite que sejam definidas variáveis independentes onde são retornados valores que são calculados pelo *STK* para atingir os objetivos específicos da missão.

8 Estudo de viabilidade

O projeto de missão deste trabalho será desenvolvido dentro dos moldes do *ECSS* cumprindo os principais objetivos das fases 0 e A a partir do que já foi abordado tanto em relação a parte da RCF quanto às missões e projetos desenvolvidos. Também serão apresentados os resultados da simulação considerando o lançamento da Terra até o ponto L2 com o menor número de manobras necessárias para a missão.

8.1 Justificativa

O resultado das missões espaciais realizadas para medir o espectro de potência e distribuição da Radiação Cósmica de Fundo no céu foram satisfatórios porque responderam perguntas quanto ao surgimento do Universo, composição em termos de matéria e energia e permitiu que as constantes cosmológicas fossem definidas com precisão inédita, permitindo que o Universo fosse estudado desde a época da recombinação, quando houve a desassociação entre fótons e átomos primordiais de matéria. Apesar das missões terem respondido questões importantes sobre o Universo primordial, ainda é necessário realizar novas medidas e coletar novos dados em relação ao espectro da RCF para estudar a evolução do Universo ao longo do tempo.

Sabe-se que a RCF possui a distribuição de espectro de um corpo negro (quase ideal) que segue a Lei de Planck, e é possível prever qual será a intensidade do sinal para o ano de 2100. Entretanto, a necessidade de realizar novas coletas ainda é necessário para realizar novas coletas que permitam verificar como o Universo está evoluindo ao longo do tempo e, se as teorias desenvolvidas (MCP) acerca do surgimento e evolução do Universo estão de acordo com os dados experimentais. O estudo do decaimento do espectro de potência realizado por [Lange e Page \(2007\)](#) mostra que será possível detectar diferenças no sinal da RCF em um intervalo de aproximadamente 1 século entre as medidas.

8.2 Características Gerais da Missão

8.2.1 Requisitos e Restrições

Os principais requisitos da missão se baseiam em mapear e gerar novos mapas anisotrópicos da RCF, sendo necessário minimizar erros sistemáticos causados por fontes de radiação externa e variações térmicas dos sistemas, leitura uniforme e redundante do céu, alta resolução espectral e bandas de frequência para identificar e filtrar as radiações externas que chegam à carga paga.

Para minimizar os erros causados pela variação térmica do sistema, a órbita nominal do satélite seguirá a mesma órbita das missões *WMAP* e *The Planck*: o ponto L2. A órbita desenvolvida nesse projeto será a órbita *Halo*, uma órbita periódica e tridimensional em torno do ponto L2. Pelo ponto L2 ser uma órbita instável, será necessário estabilizá-lo à cada ciclo, de forma a manter o satélite em órbita.

O ponto L2 é escolhido devido à estabilidade térmica e proteção dos sistemas em relação às radiações do Sol, Terra e Lua, sendo possível manter a carga paga apontada na direção contrária ao Sol e isolando a instrumentação das radiações solares, terrestres e lunares. Quanto as fontes externas de radiação, há uma forte dependência entre a fonte de radiação e o comprimento de onda característico para cada tipo de radiação. Dessa forma, a carga paga desenvolvida deverá ser capaz de medir e diferenciar as radiações que chegam ao satélite.

8.2.2 Carga paga e Instrumentação

Tendo em vista as diversas fontes de radiação no espaço e que a RCF se encontra dentro das bandas de frequência milimétricas, é possível determinar, de forma preliminar, a instrumentação e detectores necessários para realizar as medidas da missão.

Analisando as missões anteriores é possível perceber um padrão instrumental quanto à configuração das cargas pagas desenvolvidas para mapear o espectro de distribuição da RCF sendo que o mesmo é válido para missões que estão em desenvolvimento. Um exemplo é a missão *Lite (Light) satellite for the studies of B-mode polarization and Inflation from cosmic background Radiation Detection (LiteBIRD)* que se encontra com a Fase A finalizada (SUGAI et al., 2020). Seu objetivo principal é medir os modos de polarização da RCF (*B-mode*) e também as radiações de fontes externas (galáctica, extragaláctica, poeira estelar) à RCF, e a sua carga paga também contará com um sistema ótico e instrumental e contará com a órbita em L2 para realizar as medições. A carga paga será em um sistema separado dos outros módulos de forma a garantir o isolamento dos detectores e atingir a sensibilidade requerida para as medições.

Dessa forma, para a nova missão, será mantido o mesmo padrão de carga paga: sistema ótico, composto por um telescópio responsável por captar a radiação e transmiti-la até o plano focal, onde se encontram os instrumentos (antenas e detectores) para medir o sinal. Os principais candidatos à carga paga são radiômetros e bolômetros, pois ambos medem termicamente a radiação, garantem a redundância do sinal e possuem alta sensibilidade a baixas temperaturas. As bandas de frequência preliminares serão de 70 à 242 GHz e a sensibilidade mínima será de $\frac{\Delta T}{T} = 10^{-6}$ para que seja possível comparar os dados coletados com os resultados anteriores.

A estabilidade térmica também é um fator importante da missão, pois é necessário

desenvolver um sistema de resfriamento que permita que os detectores operem dentro da faixa de temperatura e atinjam a sensibilidade necessária para realizar as medições. Para diminuir os erros sistemáticos devido à variação térmica, a carga paga será isolada do restante dos sistemas do satélite.

8.3 Projeto Orbital

O projeto orbital da missão foi desenvolvido contemplando todas as fases da missão, desde o lançamento até o seu final, desde a órbita inicial até órbita cemitério (após o fim da vida útil do satélite). Para isso, primeiro, é preciso definir onde se localiza a base de lançamento e o veículo lançador responsáveis por colocar o satélite em órbita. Serão discutidos dois locais de lançamento para o novo satélite, pois a ideia inicial deste trabalho era fazer uma análise orbital do satélite sendo lançado a partir da linha do Equador com a latitude de, aproximadamente, 0° , que é uma posição privilegiada em termos de lançamento para órbitas terrestres.

Entretanto, como o problema final a ser solucionado é de três corpos, tendo o Sol como corpo principal, é preciso levar em consideração a inclinação do plano orbital aparente dele em relação à Terra, que é conhecido como plano da eclíptica. O ponto L2 é uma região de não aceleração decorrente do alinhamento entre Sol-Terra-Lua. Por isso, considerando que o ponto L2 está no plano orbital do Sol e que o equador terrestre está inclinado em 23° deste plano, é mais conveniente tanto em termos de manobras orbitais necessárias quanto em termos econômicos, devido à menor quantidade de propelente a ser utilizado. Por isso, escolheu-se lançar o satélite de um local com a latitude próxima à inclinação da órbita final para que não fosse necessária realizar manobras não coplanares.

Para a escolha da órbita inicial do satélite, considerou-se as alturas das órbitas tipo *LEO* para até 1000 km, como apresentadas na Tabela 7 e o Δv necessário para a realização da manobra.

Tabela 8 – Tabela relacionando o Δv necessário para cada altura de órbita. Fonte: Elaborada pela autora (2020).

Altitude (km)	Δv (km/s)
200	3,186
250	3,178
500	3,118
750	3,062

De acordo com a teoria descrita no capítulo 4, quanto mais próximo da Terra, maior será o módulo da Força Gravitacional atuante no corpo, dessa forma, em relação

às alturas de órbita apresentadas na Tabela 7, escolheu-se a altura de 750 km para o desacoplamento do satélite.

Sendo assim, definidos os parâmetros orbitais e geométricos iniciais, simulou-se as órbitas inicial, de transferência e de inserção no ponto L2. A órbita escolhida para o projeto foi a órbita *Halo*, possuindo o período orbital de aproximadamente 200 dias em torno do centro do sistema de referência *SEM*.

O problema de 3-corpos foi modelado e pode ser dividido em três etapas partes, sendo elas:

1. Preparação do cenário

A simulação começa com a preparação do cenário e criação dos sistemas de referência necessários para que seja possível modelar de forma correta os problemas de 2 e 3-corpos e, por necessitar de sistemas de referência distintos, é necessário modelá-los em relação ao corpo e sistema de referência principal de cada um.

O cenário geral conta com os três corpos principais, sendo Sol, Terra e Lua. Na Figura 34, é possível ver o Sol como corpo central, e a órbita da Terra (em rosa).

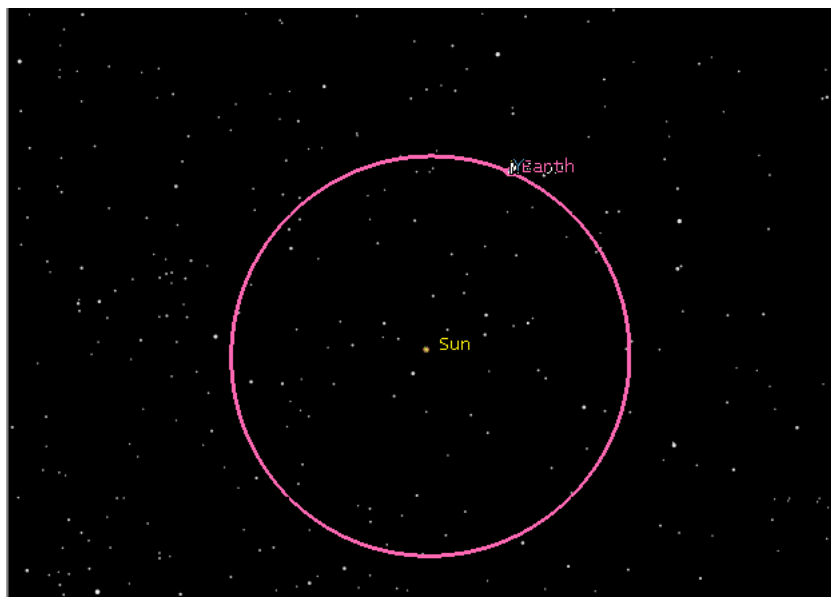


Figura 28 – Corpos centrais utilizados no projeto orbital, sendo, o Sol, como corpo central e a órbita da Terra, ilustrado em rosa. Fonte: A autora (2020)

Devido à escala utilizada para ilustrar a órbita da Terra em torno do Sol, não foi possível visualizar a órbita da Lua em relação à Terra, por isso, o sistema Terra-Lua está apresentado na Figura 29.

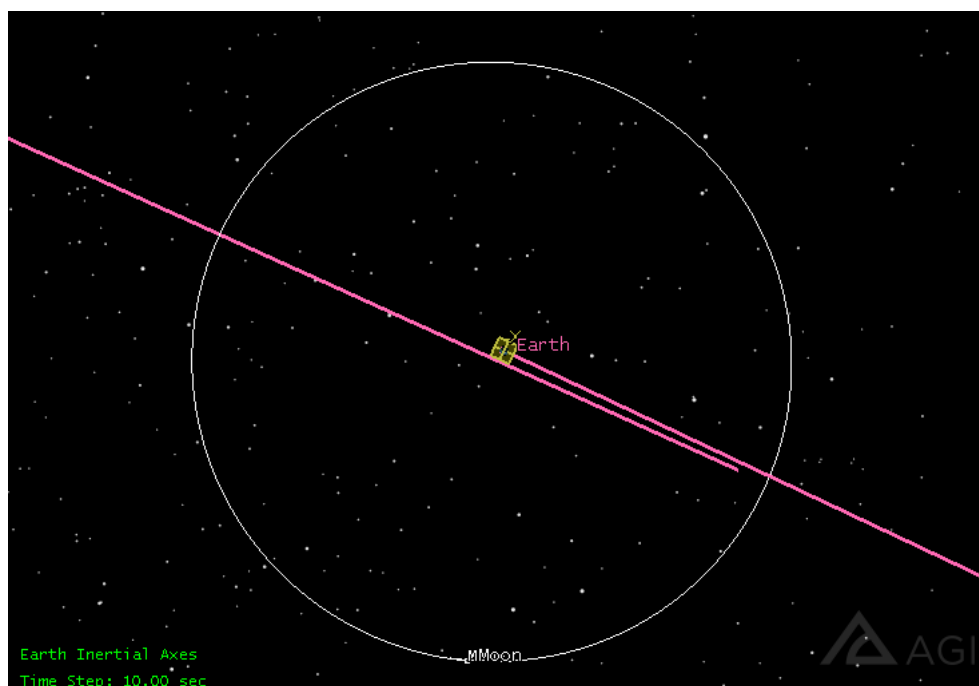


Figura 29 – Sistema Terra-Lua, com a órbita da da Lua em torno da Terra, ilustrada em branco. Fonte: A autora (2020)

Já na Figura 30, é possível ver os 3 corpos do sistema Sol-Terra-Lua.

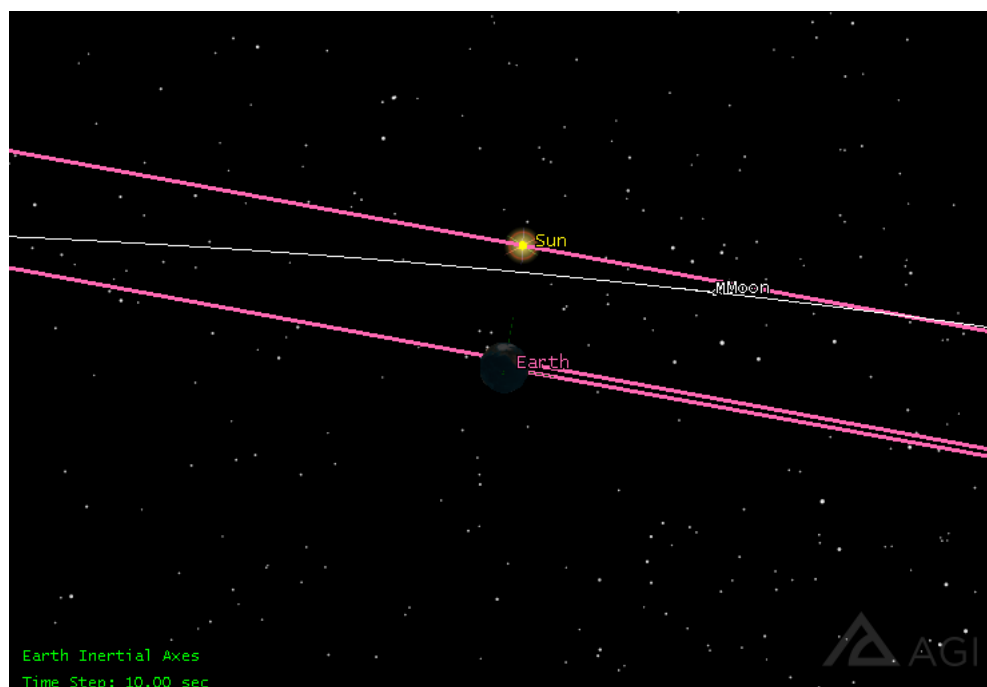


Figura 30 – Sistema Sol-Terra-Lua. Fonte: A autora (2020)

Em relação aos sistemas de referência utilizados na missão temos o *ECI* (em vermelho), centrado na Terra. Ele é utilizado para que possamos descrever o movimento do satélite em termos dos parâmetros orbitais e determinar os critérios de parada

de propagação de cada manobra até que ele chegue à órbita final. Eles estão representados nas Figuras 31, onde é possível ver o sistema de referência em relação à Terra e, na 32, é possível vê-lo posicionado em relação ao ponto L2 (em azul). O plano em amarelo nas duas Figuras representam o sistema fixo da Terra.

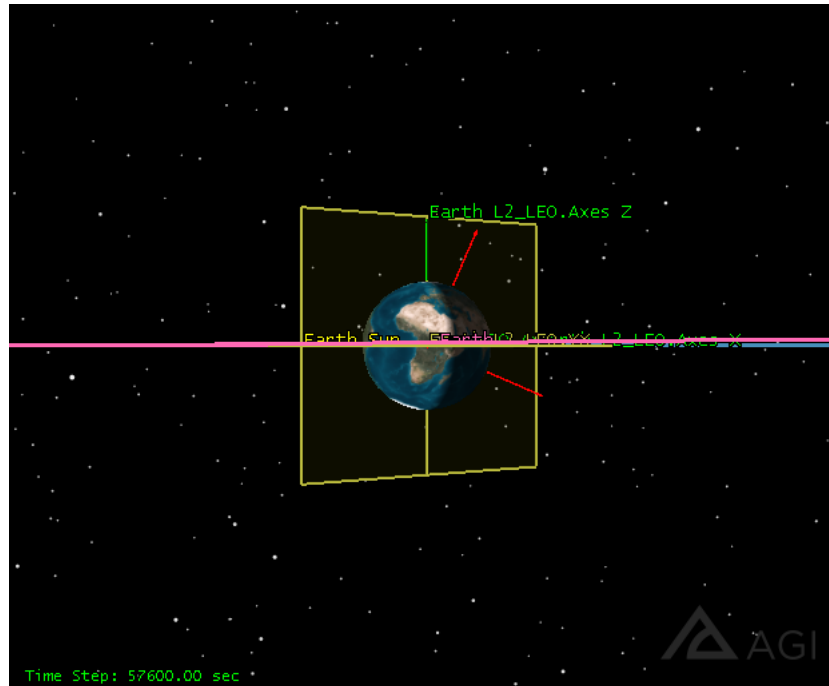


Figura 31 – Sistema de referência (ECI) utilizado para descrever o movimento do satélite em relação à Terra. Fonte: Elaborada pela autora (2020).

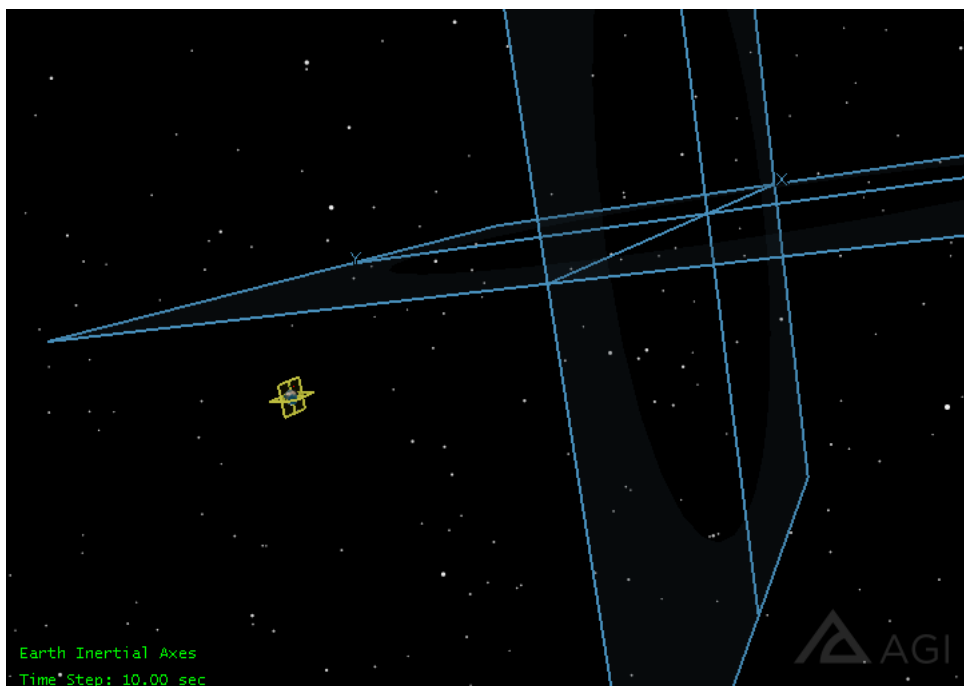


Figura 32 – Representação dos planos de referência para descrição do movimento do satélite. Fonte: Elaborada pela autora (2020)

O segundo sistema de referência utilizado é do sistema fixo Terra-L2 (em amarelo). Ela coincide com o eixo fixo da Terra e está no mesmo plano do ponto L2. Ele pode ser visto pelas Figuras ??.

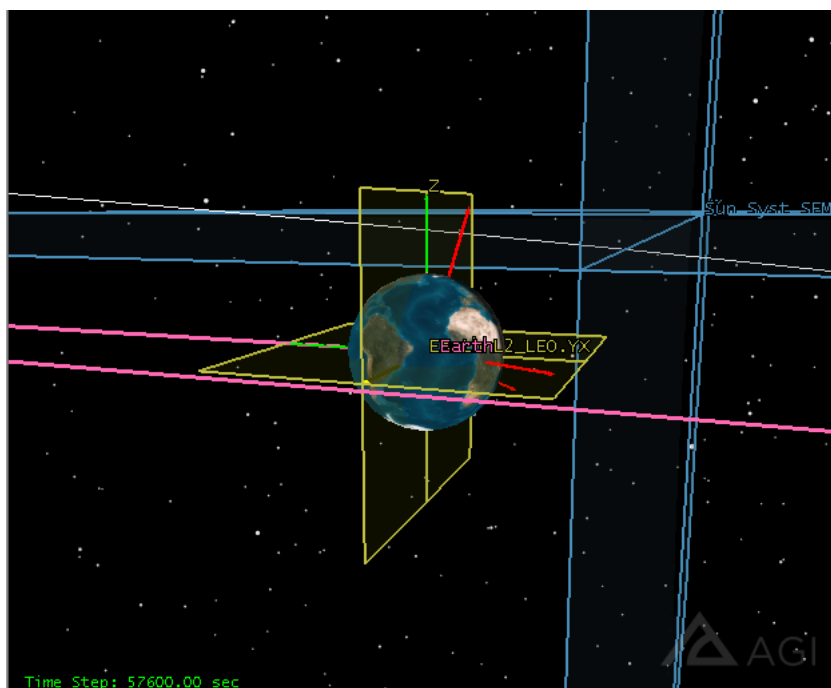


Figura 33 – Sistema de referência fixo em relação à Terra e planos de referencia do sistema fixo, em amarelo, para o ponto L2. Fonte: Elaborada pela autora (2020)

O terceiro sistema, *Sun-Earth-Moon L2 (SEM-L2)* (em azul) e que está localizado no centro do ponto Lagrangiano 2, região final da órbita nominal do satélite. O sistema de referência em L2 está representado na Figura 34, onde é possível vê-lo em relação ao sistema de 3-corpos.

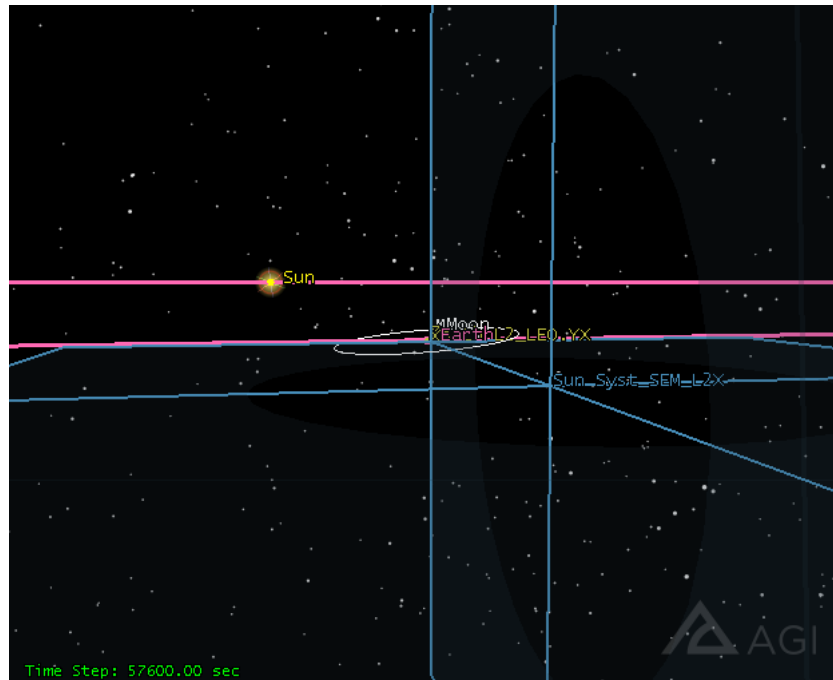


Figura 34 – Sistema de referência *SEM*, com a órbita da Terra em relação ao Sol ilustrado em rosa, órbita da Lua, em branco, e o Sol ao fundo. Fonte: Elaborada pela autora (2020)

Os planos XY e XZ foram destacados para facilitar a visualização dos sistemas e trajetória do satélite em relação aos referenciais escolhidos para descrever o movimento do satélite ao longo das suas órbitas.

2. *Mission Control Sequence (MCS)*

A missão e os comandos necessários para projetar a órbita do satélite foram realizados a partir da ferramenta *Target Sequence*, que calculou e retornou os valores das variáveis independentes que foram inseridas.

Foram definidas como variáveis independentes os parâmetros: Ω e ω para a órbita inicial e V_x para a órbita de transferência. Para ambas as manobras foi definido como critério de parada o "cruzamento no plano XZ". Para ambas as manobras, o *STK* retornou os valores dos parâmetros orbitais iniciais para Ω e ω . Todos os outros dados foram inseridos pelo usuário.

O mesmo processo foi realizado em termos da transferência do satélite desde o eixo Terra-Sol até o ponto L2. Para calcular o impulso dado ao satélite para que ele chegasse ao L2, criou-se um novo *target sequence* com o critério de parada também no "cruzamento do plano XZ", entretanto, dessa vez, utilizou-se o sistema de referência *SEM-L2*. Por fim, ao chegar no critério de parada, foi preciso inserir e estabilizar o satélite na sua órbita.

3. Run the mission

Com as etapas de missão definidas, executam-se todos os segmentos.

Na Figura 35, é possível ver a órbita nominal (em amarelo), com a inclinação do plano da eclíptica em relação ao plano equatorial da Terra. Já o eixo em amarelo é o eixo Terra-Sol, que loga os dois corpos e indica a posição do Sol em relação à Terra.

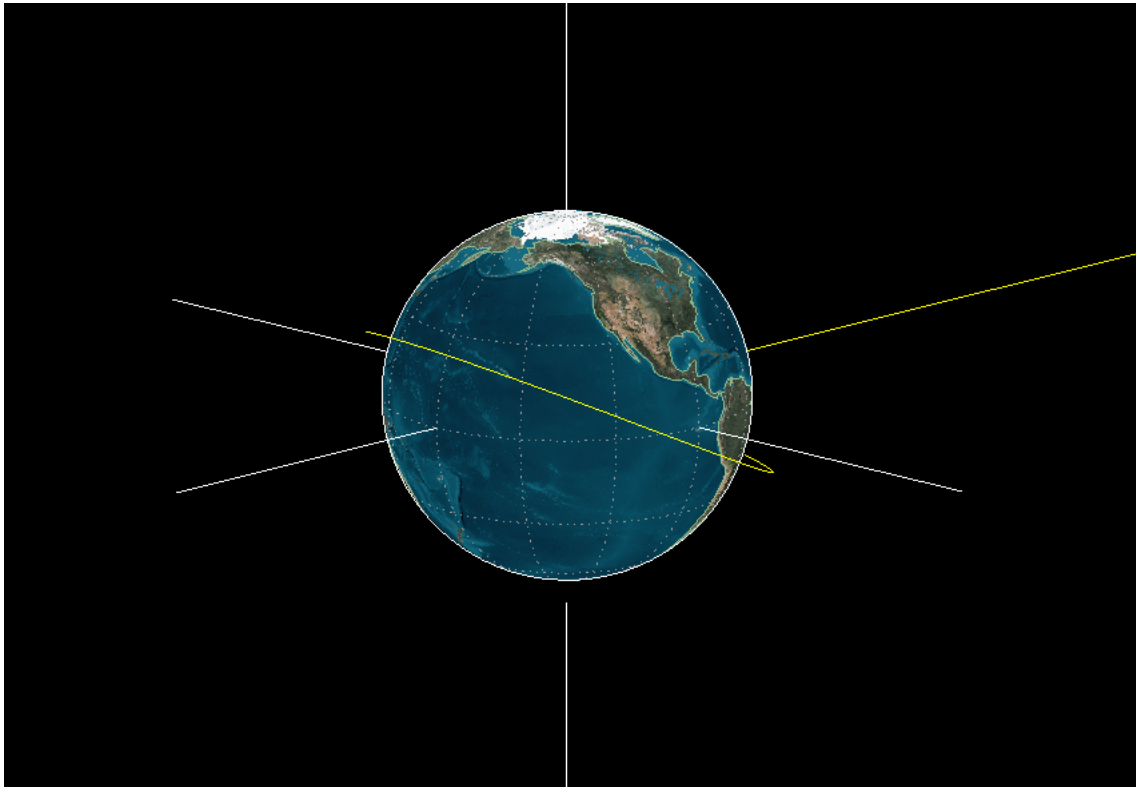


Figura 35 – Representação da órbita nominal do satélite (em amarelo) em relação ao equador terrestre. Fonte: Elaborada pela autora (2020).

Os resultados serão apresentados e discutidos nas seções 8.3.1, 8.3.2 e 8.3.3.

8.3.1 Órbita e ponto inicial

Ao executar os passos descritos anteriormente, foram declarados os valores dos parâmetros a , e , i para o estado inicial e, a partir da função *target sequence*, definiu-se como variáveis independentes: Ω e ω . Os critérios de parada foram: cruzamento do plano ZX (referencial Terra-L2) e $\Omega = \omega = 0^\circ$ para valores finais para o critério de parada. Essas condições foram determinadas pois, quando elas são atingidas, o satélite se encontra sobre o plano da eclíptica entre o Sol e a Terra, e na direção oposta ao ponto L2 (*Earth-Sun line*), sendo o local ideal para que o impulso inicial seja dado.

Os valores dos parâmetros orbitais iniciais estão apresentados na Tabela 9.

Tabela 9 – Tabela com as informação da órbita inicial em relação aos critérios de parada determinados no *target sequence*. Fonte: Elaborada pela autora (2020).

Órbita inicial		
a	7128,14	km
e	0	-
i	23	°
Ω	3,0287	°
ω	0	°
θ^*	359,36	°

Já a velocidade e período do satélite para a sua órbita inicial estão apresentadas na Tabela 10.

Tabela 10 – Tabela contendo as informações referentes à órbita inicial do satélite. Fonte: Elaborada pela autora (2020).

Orbita inicial		
V_c	7,4	km/s
T_c	99	min

A órbita inicial pode ser vista pela Figura 36, no momento em que o satélite chega à linha dos nós Terra-Sol e o impulso é gerado e o satélite é inserido na órbita de transferência.

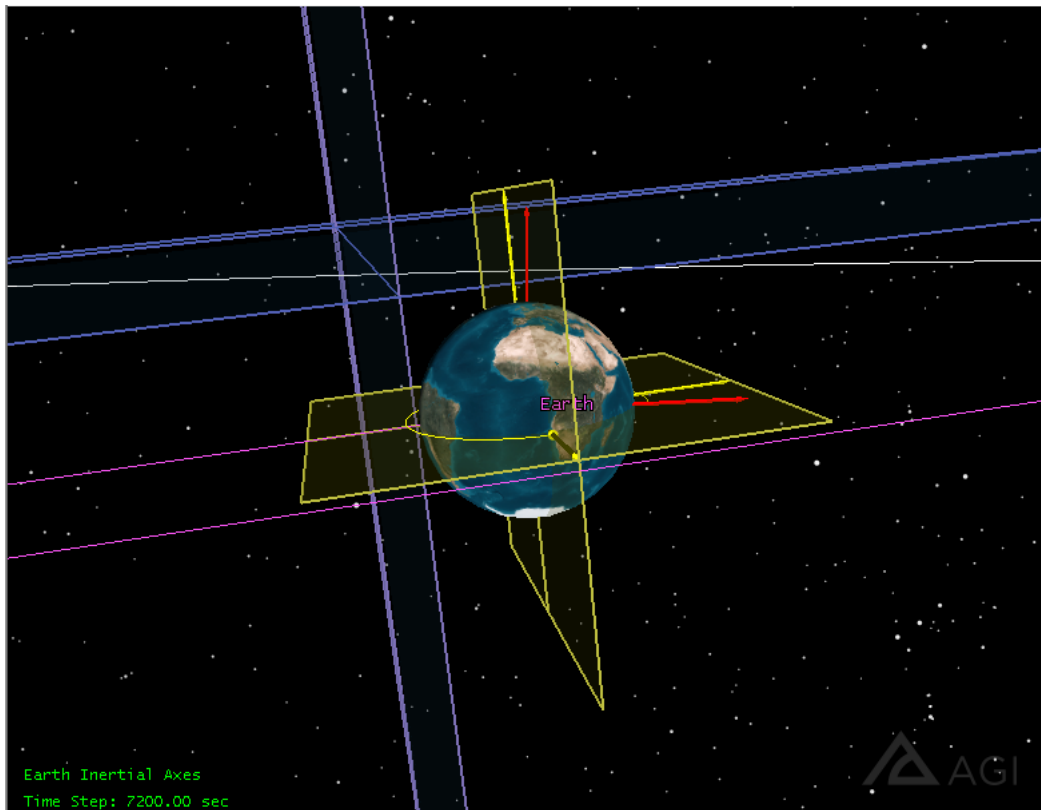


Figura 36 – Órbita inicial do satélite e o momento em que ele chega ao cruzamento do plano XZ definido como critério de parada da órbita inicial. Fonte: Elaborada pela autora (2020).

8.3.2 Órbita de transferência

Ao final da propagação do estado inicial do satélite, um impulso Δv , na direção V_x , é acionado e insere o satélite na sua órbita de transferência. A direção foi definida apenas em x pois, neste caso, não há a intenção de alterar a inclinação orbital do satélite. Dentro do *target sequence*, definiu-se como variável independente: V_x e critério de parada: cruzamento do plano XZ (no sistema de referencia *SEM-L2*) e valor final no critério de parada: $V_x = 0$. Após convergir, a simulação apresentou os resultados na Tabela 11.

Tabela 11 – Tabela contendo as informações referentes à órbita inicial do satélite. Fonte: Elaborada pela autora (2020).

Orbita de Transferência - Estado inicial		
V_x	9,56	km/s
V_y	4,164	km/s
V_z	1,57	km/s
Δv	3,065	km/s
$ V $	10,54	km/s

Um impulso foi acionado no valor de $V_x = 3,06$ km/s e a órbita de transferência teve a duração de aproximadamente 100 dias (o que entra de acordo com o tempo de

transferência das missões *WMAP* e *The Planck*). O critério de parada é o cruzamento no plano XZ do sistema de referência Sol-L2 (em cinza). Nesse ponto, por ser um ponto de não aceleração, também temos como critério de parada $V_x = 0$ km/s.

Na Figura 37, a órbita de transferência completa está representada, em bege, até o plano XZ. A órbita de transferência é descrita desde o momento em que o satélite cruza a linha do eixo Terra-Sol.

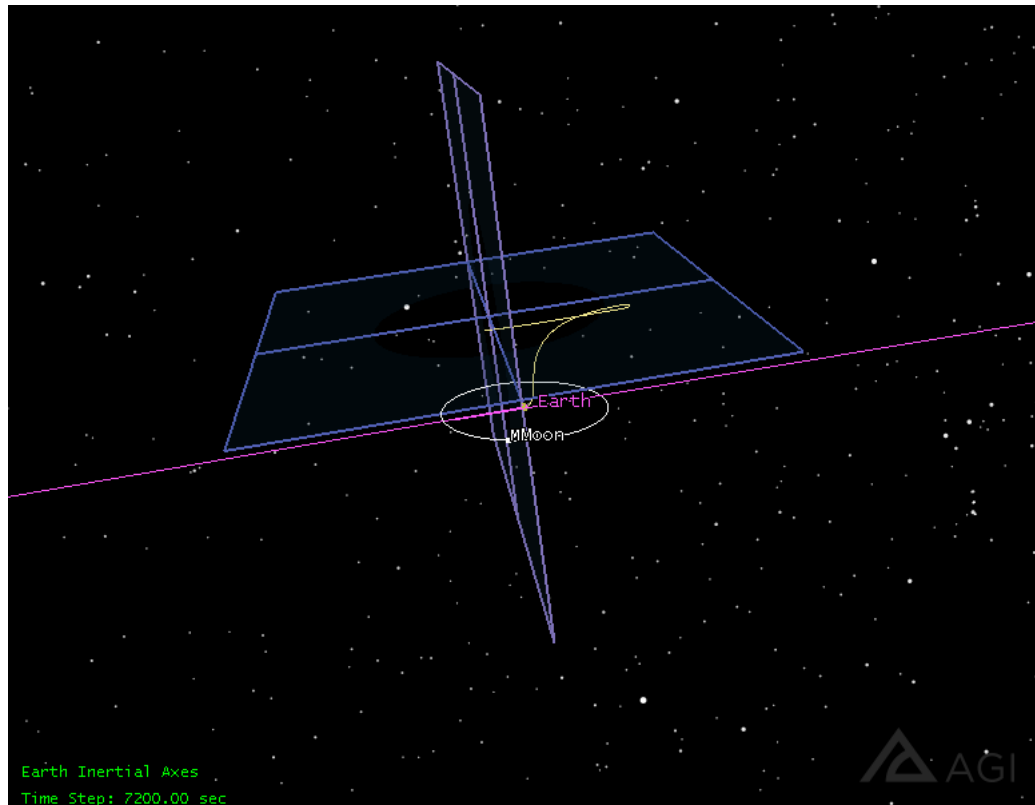


Figura 37 – Órbita de transferência para o ponto L2. Fonte: Elaborada pela autora (2020).

Os estados finais da órbita de transferência estão apresentadas na Tabela 12, quando o satélite atinge o primeiro critério de parada.

Tabela 12 – Tabela de informações do estado do satélite ao final do primeiro critério de parada da órbita de transferência. Fonte: Elaborada pela autora (2020).

Órbita de transferência - Estado final		
V_x	0,32	km/s
V_y	-0,44	km/s
V_z	-0,19	km/s
$ V $	0,58	km/s

Pelos dados apresentados na Tabela 12, é possível ver que as velocidades na região do L2 são quase próximas a 0 km/s. Isso significa que o satélite quase não é acelerado e que ele acompanhará o movimento orbital do Sol e sistema Terra-Lua.

Entretanto, apenas de ser um ponto de baixa aceleração, o ponto L2 é um instável e, por isso, é necessário estabilizar o satélite de forma periódica de forma a evitar que ele saia da órbita programada.

Ao final da órbita de transferência, o satélite é inserido na órbita *Halo* em torno do ponto L2.

8.3.3 Órbita de inserção/*Halo*

A órbita de inserção não requer que seja executado qualquer manobra para inseri-lo em torno de L2 pois o impulso dado ao satélite no início da órbita de transferência o insere na órbita *Halo*. Entretanto, como o critério de parada para aquela manobra foi o cruzamento do plano XZ, não é possível vê-lo na Figura 37.

A inserção na órbita *Halo* cumpre uma revolução sempre que o satélite cruza o plano XZ do sistema *SEM-L2*, como pode ser visto pela Figura 38 pela órbita em amarelo.

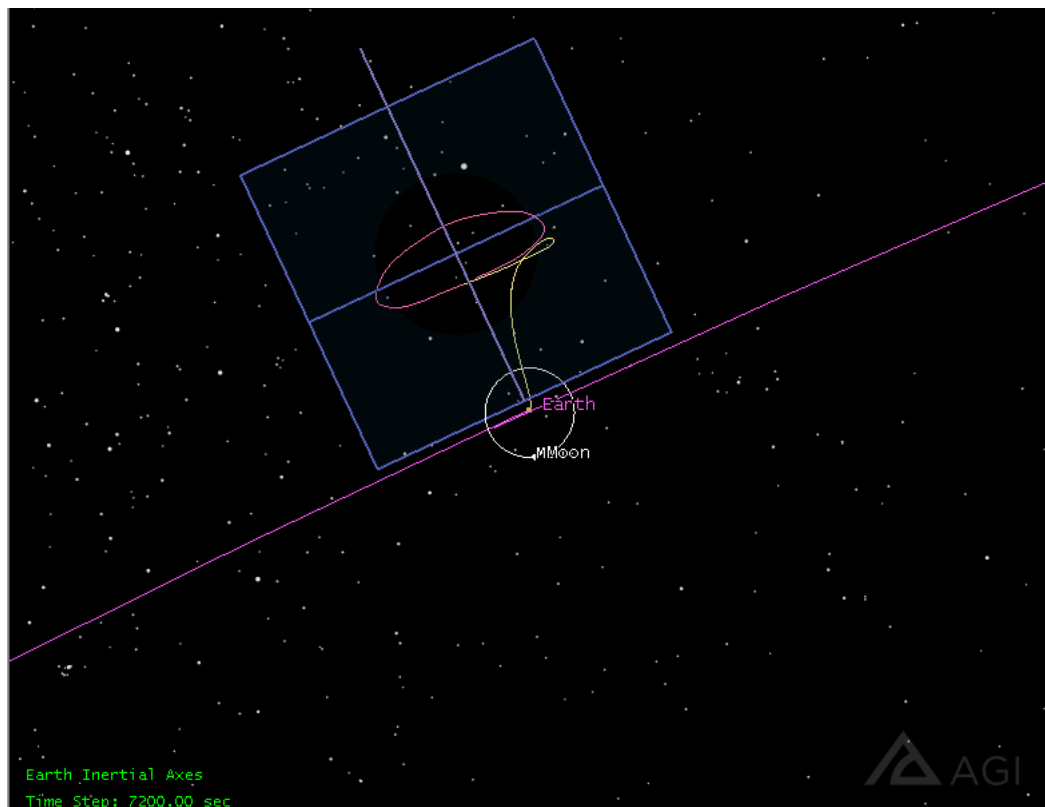


Figura 38 – Órbita de inserção do satélite em torno de L2. Fonte: Elaborada pela autora (2020).

Por ser um ponto instável, é necessário corrigir a velocidade do satélite sempre que ele cruza o plano XZ. Ao final de cada volta, é necessário acionar o sistema propulsivo de forma a mantê-lo na sua órbita, entretanto, as informações referentes ao estado do satélite ao final de cada período orbital estão apresentadas na Tabela 13.

Tabela 13 – Tabela de informações do estado do satélite ao final do segundo critério de parada da órbita de transferência. Fonte: Elaborada pela autora (2020).

Órbita Halo		
$ V $	0,59	km/s
V_x	-0,27	km/s
V_y	0,48	km/s
V_z	-0,20	km/s

Uma nova volta em torno de L2 começa sempre quando o satélite cruza o plano XZ, as informações referentes a cada Δv necessário para manter a órbita estabilizada estão apresentadas na Tabela 14.

Tabela 14 – Tabela das manobras e impulso necessário para manter o satélite em órbita. Fonte: A autora (2020)

Órbita Halo		
V_x	-0.0005	km/s
V_y	0	km/s
V_z	0	km/s

Por fim, na Figura 39, é possível ver a segunda órbita (em azul) do satélite em torno de L2 após o impulso de estabilização.

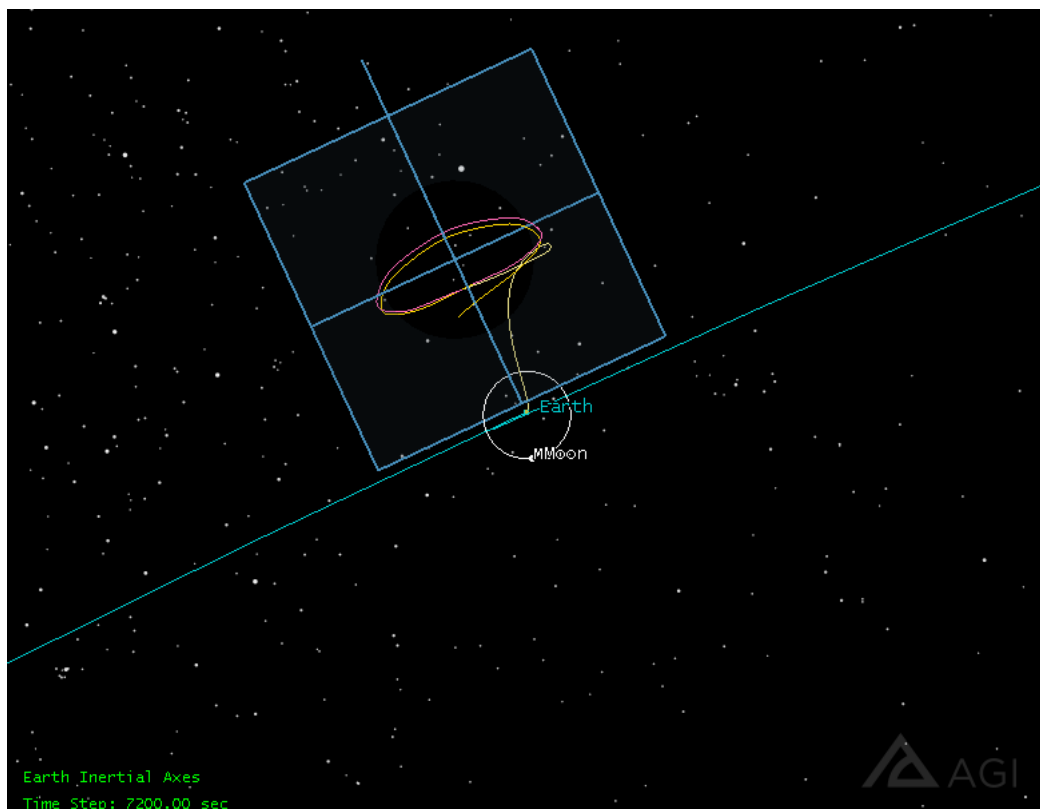


Figura 39 – Órbita estabilizada do satélite em torno do ponto L2. Sistema de referência: SEM-L2. Fonte: A autora (2020)

A órbita *Halo* tem duração aproximada de 200 dias, sendo um tempo considerável para que seja possível a implementação de sistemas propulsivos com impulsos específicos mais altos tanto para o *station keeping* quanto para a estabilização do satélite na sua órbita durante a sua vida útil. Sendo assim, o projeto orbital é crucial para a obtenção do cumprimento dos requisitos e objetivos principais da missão e também uma parte que irá determinar o como se dará o projeto e desempenho dos outros sistemas também necessários para o desenvolvimento do projeto.

9 Conclusão

A sociedade contemporânea depende cada vez mais da utilização dos satélites espaciais e das tecnologias derivadas do seu desenvolvimento e, mesmo sendo muito recente, já foram realizados grandes avanços tecnológicos em relação aos primeiros satélites com fins científicos. A importância de dar continuidade à realização de pesquisas científicas na área da cosmologia permite que o conhecimento do homem acerca do Universo seja expandido e que as teorias sobre a sua origem e evolução possam ser melhor compreendidas.

Projetos espaciais são compostos por diversas fases e etapas, e o estudo de viabilidade da missão representa apenas o seu início. Apesar deste trabalho ter sido desenvolvido tendo como foco o estudo e as medidas da RCF, dificilmente uma missão espacial é desenvolvida apenas com uma finalidade. Dessa forma, é preciso determinar quais são as outras necessidades científicas que devem ser exploradas e que tenham requisitos semelhantes ao que foi exposto no presente trabalho.

Projetos de missões espaciais são multidisciplinares e desenvolvidos por equipes de profissionais da área de tecnologia a partir das necessidades da comunidade científica, dos recursos disponíveis e do desenvolvimento tecnológico. O setor espacial é uma área extremamente conservadora, pois projetos espaciais demandam muito tempo e dinheiro. O estudo e análise das missões anteriores se mostra uma ferramenta extremamente importante para o desenvolvimento de novos projetos, principalmente para que seja possível entender como a missão foi modelada e executada em termos dos seus objetivos e restrições. Sendo assim, tanto a carga paga quanto os outros sistemas que a mantém operante são construídos de forma a se obter um projeto que cumpra com os objetivos científicos e seja viável tanto em termos de desenvolvimento e tecnologia quanto em termos econômicos.

Visando a viabilidade do projeto de missão e o aprofundamento do estudo das medições da RFC, foi mantida a órbita de operação no ponto L2, por ser um ponto próximo à Terra, termicamente estável, distante da Terra e da Lua (que são as fontes de radiação externa mais próximas ao satélite) e protegido contra as radiações solares, permitindo que sejam atingidos os níveis de sensibilidade necessários para se obter um resultado igual ou melhor que a missão *The Planck*.

Vale ressaltar, novamente, que projetos espaciais são multidisciplinares e codependentes e, por isso, a partir deste trabalho, é possível realizar trabalhos em relação aos outros subsistemas que compõem o satélite, tal como: propulsivo, telemétrico, térmico e elétrico e que existe uma larga linha de pesquisa a partir da temática abordada para este trabalho.

Dessa forma, este trabalho teve como objetivo a familiarização com o desenvolvimento dos projetos espaciais e suas fases. Com ele, buscou-se entender os problemas e as soluções expostas, relacionando-os com o conhecimento teórico adquirido ao longo da graduação, a partir do estudo e análise de missões anteriores, e o conhecimento prático por meio do desenvolvimento de uma simulação preliminar do projeto orbital realizado pelo *software STK*

Referências

- BENNETT, C. L. et al. Themicrowave anisotropy probemission. *The Astrophysical Journal*, IOP Publishing, v. 583, n. 1, p. 1–23, Jan 2003. ISSN 1538-4357. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1086/345346>>. Citado na página 26.
- BROWN, C. D. *Spacecraft Mission Desing*. United States of America: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1998. ISBN 1-56347-262-7. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 59.
- CLEMENTS, D. L. An introduction to the planck mission. *Contemporary Physics*, Informa UK Limited, v. 58, n. 4, p. 331–348, Sep 2017. ISSN 1366-5812. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1080/00107514.2017.1362139>>. Citado 7 vezes nas páginas 8, 21, 26, 28, 29, 35 e 36.
- COLLABORATION, P. *The Scientific Programme of Planck*. 5. ed. [S.l.], 2005. Disponível em: <<https://arxiv.org/abs/astro-ph/0604069>>. Citado 11 vezes nas páginas 8, 11, 25, 26, 28, 29, 31, 32, 33, 35 e 37.
- COSMIC Microwave Background Spectrum from COBE. Disponível em: <https://lambda.gsfc.nasa.gov/product/cobe/cobe_images/firas_spectrum.jpg>. Acesso em: 19 jan. 2020. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 40.
- CURTIS, H. D. *Orbital Mechanics for Engineering Students*. 1. ed. Great Britain: Elsevier Butterworth-Heinemann, 2005. ISBN 0 7506 6169 0. Citado 13 vezes nas páginas 8, 9, 11, 53, 54, 56, 58, 59, 60, 61, 63, 64 e 65.
- EINSTEIN, A. *Relativity: The Special and the General Theory*. 2. ed. [S.l.]: Methuen Co Ltd, 1920. (Classic Reprint). ISBN 9781451002164. Citado 2 vezes nas páginas 48 e 49.
- EUROPE SPACIAL AGENCY. *Orbit/Navigation*. Disponível em: <<https://sci.esa.int/s/WEyPbYW>>. Acesso em: 25 mar 2020. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 36.
- GREASON, M. R. et al. *Wilkinson Microwave Anisotropy Probe (WMAP): Nine-Year Explanatory Supplement*. 5. ed. [S.l.], 2012. Disponível em: <<https://lambda.gsfc.nasa.gov/papers/papers.cfm>>. Citado 4 vezes nas páginas 11, 25, 26 e 27.
- HAUSER, e. a. M. The cobe diffuse infrared background experiment search for the cosmic infrared background. i. limits and detections. *The Astrophysical Journal*, IOP Publishing, v. 508, n. 1, p. 25–43, nov 1998. Disponível em: <<https://doi.org/10.10862F306379>>. Citado 2 vezes nas páginas 11 e 27.
- HINTZ, G. R. *Orbital Mechanics and Astrodynamics: Techniques and Tools for Space Missions*. United States of America: Springer, 2015. ISBN 978-3-319-09443-4. Citado na página 58.
- LANGE, S.; PAGE, L. Measuring the expansion of the universe through changes in the cmb photosphere. *ASTROPHYSICAL JOURNAL*, v. 1, n. 1, p. 1–4, 2007. Citado 2 vezes nas páginas 42 e 81.

- MATHER, J.; KELSALL, T. The cosmic background explorer satellite. *Physica Scripta*, IOP Publishing, v. 21, n. 5, p. 671–677, jan 1980. Disponível em: <<https://iopscience.iop.org/article/10.1088/0031-8949/21/5/017>>. Citado 4 vezes nas páginas 11, 25, 26 e 27.
- MOYSES, N. H. *Curso de Física Básica 1: Mecânica*. 4. ed. São Paulo: Edgard Blucher, 2002. v. 1. ISBN 85-212-0298-9. Citado 8 vezes nas páginas 43, 44, 45, 46, 47, 48, 56 e 57.
- NEWTON, I. S. *Principia: Principios Matemáticos de Filosofia Natural - Livro 1*. 2. ed. São Paulo: Editora da Universidade de São Paulo, 2016. v. 1. ISBN 978-3-319-09443-4. Citado na página 45.
- PAGE, L. *The WMAP, Planck, and the future of experimental cosmology*. [S.l.], 2013. Disponível em: <<https://www.youtube.com/watch?v=2QqtBvb7sfk&feature=youtu.be>>. Acesso em: 17 dez 2019. Citado na página 42.
- PLANCK COLLABORATION. *Spacecraft*. Disponível em: <<https://sci.esa.int/web/planck/-/34729-spacecraft>>. Acesso em: 17 dez 2019. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 34.
- Planck Collaboration et al. Planck early results. i. the planck mission. *A&A*, v. 536, p. A1, 2011. Disponível em: <<https://doi.org/10.1051/0004-6361/201116464>>. Citado na página 36.
- Planck Collaboration et al. Planck 2013 results. i. overview of products and scientific results. *A&A*, v. 571, p. A1, 2014. Disponível em: <<https://doi.org/10.1051/0004-6361/201321529>>. Citado na página 36.
- SMOOT, G.; SCOTT, D. *The Cosmic Background Radiation*. 1997. Citado na página 39.
- SUGAI, H. et al. Updated design of the cmb polarization experiment satellite litebird. *Journal of Low Temperature Physics*, Springer Science and Business Media LLC, v. 199, n. 3-4, p. 1107–1117, Jan 2020. ISSN 1573-7357. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1007/s10909-019-02329-w>>. Citado na página 82.
- Tauber, J. A. et al. Planck pre-launch status: The planck mission. *A&A*, v. 520, p. A1, 2010. Disponível em: <<https://doi.org/10.1051/0004-6361/200912983>>. Citado 3 vezes nas páginas 11, 30 e 36.
- TAUBER, J. A. e. a. Planck pre-launch status: The planck mission. *Astronomy Astrophysics*, p. 22, 2009. Disponível em: <<https://www.aanda.org/articles/aa/abs/2010/12/aa12983-09/aa12983-09.html>>. Acesso em: 16 dez de 2019. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 33.
- VADALLO, D. A. *FUNDAMENTALS OF ASTRODYNAMICS AND APPLICATIONS*. United States of America: Donnelley Sons Company, 1997. ISBN 0-07-066829. Citado 9 vezes nas páginas 8, 9, 47, 48, 53, 55, 69, 70 e 71.
- WAKKER, K. F. *FUNDAMENTALS OF ASTRODYNAMICS*. Netherlands: Institutional Repository, 2015. ISBN 978-94-6186-419-2. Citado 2 vezes nas páginas 52 e 55.

WERTZ, J. A. *Spacecraft Attitude Determination and Control*. United States, 1978. 882 p. Citado 3 vezes nas páginas 8, 50 e 60.

WERTZ, J. a. *Space Mission Analysis and Design*. 3. ed. United States of America: Microcosm Press, 1999. ISBN 1-881883-10-8. Citado 9 vezes nas páginas 9, 11, 52, 57, 58, 59, 70, 74 e 79.

ÇENGEL, Y. A.; GHAJAR, A. J. *Transferência de Calor e Massa: Princípios e Aplicações*. Estados Unidos, 2011. 976 p. Citado 2 vezes nas páginas 40 e 41.